



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 30
5(150)
2024

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ

ЗМІСТ

Динаміка та управління космічними апаратами

Wang C., Zakrzhevskii A. E. Programmed control of additional deployment of a space tether with recovery of its initial vertical orientation. 3

Космічні матеріали та технології

Nadtoka V. M., Husarova I. O., Kraiev M. V., Borysenko A. Yu., Bondar D. M., Osinovyuy G. G. Vacuum arc coatings for combustion chambers of rocket engines . . . 19

Kachan O. Ya., Ulanov S. O. Модель процесу обробки кромки деталей авіакосмічної техніки вільним абразивом із застосуванням повітряних струменів. 29

Космічна й атмосферна фізика

Kozak P. M. Моделювання впливу метеорних потоків на формування висотних профілів концентрації аерозолу космічного походження у верхній атмосфері 36

Космічна навігація та зв'язок

Yur'ev Yu. Yu., Chernyak M. G., Lesiuk M. P. Підвищення точності інерціального визначення горизонтальних проекцій лінійної швидкості та координат крейсерського рухомого об'єкта 54

CONTENTS

Spacecraft Dynamics and Control

Wang C., Zakrzhevskii A. E. Programmed control of additional deployment of a space tether with recovery of its initial vertical orientation. 3

Space Materials and Technologies

Nadtoka V. M., Husarova I. O., Kraiev M. V., Borysenko A. Yu., Bondar D. M., Osinovyuy G. G. Vacuum arc coatings for combustion chambers of rocket engines . . . 19

Kachan O. Ya., Ulanov S. O. Model of the process of processing the edges of aerospace parts with free abrasive using air jets 29

Space and Atmospheric Physics

Kozak P. M. Modeling of influence of meteor showers on the formation of space origin aerosol altitudinal density profiles in upper atmosphere 36

Space Navigation and Communications

Yuriev Yu. Yu., Chernyak N. G., Lesiuk M. P. Improving the accuracy of inertial determination of horizontal projections of linear velocity and coordinates of a cruising moving object 54

<i>Присяжний В. І.</i> Проєктування технічних систем із застосуванням імітаційно-апаратних моделювальних комплексів	62	<i>Prisyazhniy V. I.</i> Design of technical systems using simulation-hardware modeling complexes	62
<i>Лисий М. І., Собченко В. А., Партика С. В., Лисий А. М.</i> Критична інфраструктура наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням	75	<i>Lysyi M. I., Sobchenko V. A., Partyka S. V., Lysyi A. M.</i> Critical infrastructure of the ground control complex for the orbital satellite constellation.	75
Космічна геоінформатика та геодезія		Space Geoinformatics and Geodesy	
<i>Согор А. Р., Марченко Д. О., Крива Х. О.</i> Обчислення регіонального еліпсоїда для України та його ефективність	87	<i>Sohor A. R., Marchenko D. O., Kryva K. O.</i> Calculation of the regional ellipsoid for Ukraine and its efficiency	87
Астрономія й астрофізика		Astronomy and Astrophysics	
<i>Артеменко Т. Г.</i> Каталог слабких зір як астрометричний міжнародний проєкт, і участь обсерваторій України у його реалізації	96	<i>Artemenko T. G.</i> Catalog of faint stars as an international project and the participation of Ukrainian observatories in its realisation	96
Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень		Social Sciences in Space Exploration	
<i>Малишева Н. Р., Гурова А. М.</i> Державне управління космічною діяльністю: світовий досвід для України	120	<i>Malysheva N. R., Hurova A. M.</i> State governance of space activities: the global experience for Ukraine	120

На першій сторінці обкладинки — Загальний вигляд РЛС 5Н86 «Дніпро» (див. статтю *Присяжний В. І.* Проєктування технічних систем із застосуванням імітаційно-апаратних моделювальних комплексів, С. 62—74)

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних, технічних, біологічних, геологічних та юридичних наук

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО
Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54
 тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
 Веб-сайт: space-scitechjournal.org.ua

Ідентифікатор медіа R30-01479

Підписано до друку 18.11.2024. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
 Ум. друк. арк. 14,28. Обл.-вид. арк. 14,99. Тираж 50 прим. Зам. № 7468.

Видавець і виготовлювач ВД «Академперіодика» НАН України
 вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01024, e-mail: druk@nas.gov.ua
 Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.003>
UDC 629.78

C. WANG¹, Professor

<https://orcid.org/0000-0002-1358-7731>

E-mail: wangcq@nwpu.edu.cn

A. E. ZAKRZHEVSKII², Dr. Sci. in Tech., Leading scientist, Professor

<https://orcid.org/0000-0003-2106-2086>

E-mail: alex.e.zakr@gmail.com

¹Department of Navigation, Guidance, and Control, Northwestern Polytechnical University 1
127 Youyi Xilu, Xi'an 710072 Shaanxi, P. R. China

²Space Research Institute of National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine
40, Glushkov Ave., build. 4/1, Kyiv 187, 03680 Ukraine

PROGRAMMED CONTROL OF ADDITIONAL DEPLOYMENT OF A SPACE TETHER WITH RECOVERY OF ITS INITIAL VERTICAL ORIENTATION

The additional deployment of a two-body space tether with a massless cable is studied to develop a feed-forward control by the mode of increasing the length of a previously deployed space tether with the recovery of its initial vertical orientation. The motion equations of the variable length tether, written in spherical coordinates, are used for it. The developed feed-forward control by the length of the tether provides the necessary change of its angular momentum under the effect of the gravitational torque. The novelty of the results consists of developing a new approach to creating control for underactuated mechanical systems, which have a number of control channels less than the number of degrees of freedom. Here, a tether length control is developed, which allows for the control of its motion about the pitch axis, using only one tether length control channel. The passive but controlled effect of the gravitational torque on the tether is used for this purpose. To achieve this effect, it is proposed to impose restrictions on the motion of the tether about the pitch axis, which formally reduces the number of system degrees of freedom. This allows the implementation of the set motion mode with control only on the remained degree of freedom. The type of such restrictions is defined based on physical reasons. By accounting for all requirements for the mode of additional deployment, it is possible to develop the law of varying the pitch angle over time, which is described by a seventh-order polynomial. Detailed numerical research on the effect of mode parameters, such as the duration of deployment and expected shape of the pitch angle law vs. time, on the length of the unrolled tether and the character of its behavior during deployment is conducted. An example is provided numerically for the application of the developed method. Numerical simulation of the mode is carried out within the integration of the initial value problem for the Hill-Clohessy-Wiltshire equations. Quantitative estimation of errors of numerical simulation is conducted. The results of the calculations are illustrated graphically.

Keywords: space tether, deployment, control, length variation, vertical position, underactuated system.

Цитування: Wang C., Zakrzhevskii A. E. Programmed control of additional deployment of a space tether with recovery of its initial vertical orientation. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 5 (150). P. 3—18. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.003>

© Publisher РН «Академперіодика» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. INTRODUCTION

Various modes of the motion of space tethers are widely described in the scientific literature. Comprehensive analysis of potential applications for space tethered systems (STS) is carried out in publications [1, 4, 6, 13, 18, 20, 36]. The greatest number of publications in the field of STS dynamics are devoted to the modes of deployment and retrieval of these systems. The authors use different mechanical models of tethers. The detailed analysis of such models is given in [4, 13, 19, 31].

Many new methods have been developed for the creation of control for deployment and retrieval modes of space tethers in recent years. In [9], there is an in-depth examination of the control techniques and tactics employed by STS. A novel full-order sliding mode tension control scheme for the deployment/retrieval of the STS is proposed in [17]. The designed control technologies can guarantee the asymptotic stability of the full-order sliding mode dynamics. This method not only allows the system to adapt to uncertainty factors but also to bring it to a steady state within a limited time. A new fractional order tension control law is proposed in [27, 28] for stable tether deployment and retrieval. Unlike existing integer-order control laws, which are based on the feedback of the current state and memoryless, the fractional order control law has the memory of previous states and thus controls the tether retrieval more smoothly while maintaining the retrieving speed.

An adaptive super-twisting control for the deployment of space-tethered systems with the consideration of uncertainty of external and internal disturbances with unknown boundaries is proposed in [10]. Control of deploying to a predetermined length of an extended tether system into the vertical position is considered in [32]. The STS model has distributed parameters, in which the thread is represented as a set of point masses connected by elastic links.

Widespread attention to the dynamics of space formation has led to increased research in this area in recent years. The main reasons for the growing interest in the study of tethered formation lie in its promised applications in space, such as interferometric measurements, cargo transportation, auroral observation, and stereoscopic observation. The spinning stability of a triangular tethered satellite forma-

tion that flies in low Earth orbit is studied in [36]. A dynamic similarity between the on-orbit dynamics and ground experimental models is built to construct an equivalent ground experiment to verify the stability analysis. The dynamics and control of tethered satellite formations in low Earth orbits are studied in [7]. Analysis of the deployment of a three-mass tethered satellite formation is presented in [8]. The orbital tethered system consists of three nanosatellites connected via tethers end-to-end, and the desired arrangement for the end masses is an equilateral triangle. Dynamic behavior analysis and stability control of tethered satellite formation deployment are studied in [38]. Two stability control laws for tether release rate and tether tension are proposed here to control tether length variation. A sliding mode adaptive control strategy of a spinning electrodynamic tether formation during its spin-up process is proposed in [14, 15] to track spinning motion and stabilize deformation by adjusting only electrical current.

Interest in the problem of space debris, which has increased in recent years, has initiated the emergence of research connected with the use of STS for removing spacecraft from orbits after they have finished functioning. For example, [24] studies the deployment dynamics of proposed novel tether configurations for orbital debris removal. Tether elements are simulated using two numerical models: a lumped mass node system connected by massless spring-damper elements and an absolute nodal coordinate formulation model. The paper [21] provides novel insights into the feasibility of tether de-orbiting for various mission phases, such as stabilization after capture, de-orbit burn (plus stabilization), and stabilization during atmospheric pass, highlighting the importance of various critical mission parameters, such as the tether material.

Many approaches to the deployment of tethers in the position along the local vertical are known. It is connected with the fact that the vertical configuration of a tether of constant length is steady relative to the local vertical [16]. Such a deployment is carried out, as a rule, during two stages. Free deployment is used in most cases at the initial stage. [26]. The system of deployment gives an initial impulse to a subsatellite, and the thread is unwound without resistance. At the end of the first stage, the thread is

broken, and after its tension, the tether enters the mode of libratory oscillations under the influence of the restoring torque of the gravity forces. A long time is required to stop the tether in a radially aligned position. This time will be spent on internal damping in the viscoelastic thread. Yet there are methods of acceleration of this mode. Such a case is studied in [2]. The pendular oscillations, which arise during the primary deployment of the tether with the viscoelastic thread, are damped parametrically. In this mode, the thread is pulled in at the return points of librational oscillations and is released near the local vertical periodically. Such a mode is directly contrary to the parametrical excitation of pendulum oscillations.

Reference [3] is devoted to the study of tension control of a tether at the first stage of deployment. The various ways of tether deployment with speed control are described and analyzed in [4, 12, 13, 19]. One can assign to shortcomings of such a control method the fact that it is difficult to damp longitudinal elastic oscillations of a tether at its use. Considerable longitudinal oscillations can cause the tether to lose the tension of the thread. It, in turn, will lead to the loss of control of its deployment/ retrieval.

Tether tension control is widely described in the literature. This control gives an opportunity for damping of elastic longitudinal oscillations of the tether if they occur. The various strategies for control in such deployment scenarios and devices for their implementation are discussed in [5, 8, 15, 17, 23, 27, 28—30, 33, 34, 39]. The problem of optimal control for high-speed performance is solved for a simple system with a massless thread in [25]. The law of relay control of the thread tension is determined as a result. The advantage of this method is that it allows deploying a tether from one vertical position in the same another at minimum pitch angles. The shortcomings of such control are that implementation of the relay law is rather difficult, especially with the weak thread tension. Besides, the possibility of initiation of longitudinal elastic oscillations at relay control is very high.

From a practical point of view, there is no need to hold the tether in close proximity to the local vertical during deployment. It is enough that the control should lead the tether to the local vertical at the end of the process.

Many mechanical models of space tethers with massless thread are known, the motion of which occurs in a circular orbit. Only one control channel related to the change in tether length is used in such models (tether length control, deployment speed control, and tension control). At the same time, the number of degrees of freedom in this mechanical model equals two. The second degree of freedom is connected with the motion of a tether about the pitch axis. Such a tether can be considered as an underactuated mechanical system in which the number of degrees of freedom is greater than the number of control channels. This feature of the mechanical model of a tether with massless threads was ignored for a long time. As a result, for example, the problem of deployment of the tether in a vertical position had no practical solution for a long time.

Recently, interest in such underactuated mechanical systems has increased. In [39], the tether is considered as an underactuated mechanical system. A new controller for the modes of tether deployment and retrieval based on the use of a formed virtual signal is offered there. The authors showed that the pitch angle, which has no direct control, can be operated using data on tether length. Considering the underactuation problem of the electrodynamical tether, a sliding mode controller with an adaptive law is proposed to track spinning motion and stabilize deformation by adjusting only electrical current [14,15]. The discussion of the deployment strategy for a 3-body chain-type tethered satellite system in a low-eccentric elliptical orbit is presented in [11]. Two deployment strategies are discussed. Then, the tension on the tether is used to deploy it to the desired length and suppress its sway motion, resulting in an underactuated and input-constrained system. Hierarchical sliding mode control with anti-windup technology is employed to overcome the above challenges. The study of the underactuated attitude tracking control problem of a tethered spacecraft during tether deploying and spinning is presented in [30]. The main contribution here is the development of an underactuated tracking controller with an adaptive barrier function that inhibits unknown disturbance. A sliding mode control approach is proposed to stabilize a class of underactuated systems that are in cascaded form [35].

The difficulties in implementing the scenarios described above and the difficulties of creating control laws for the modes of tether deployment/retrieval in the steady vertical configuration in orbit can be avoided by imposing additional constraints on the system to reduce the number of its degrees of freedom. This will make the system no longer underactuated, and the problem of developing the programmed control for the considering mode of deployment becomes significantly simplified. The restrictions should align with the parameters of the mode being studied, focusing on determining suitable pitch angle behavior over time. Further details on how to achieve this, based on the work [37], will be provided.

2. MATHEMATICAL MODEL OF THE SYSTEM

Choose two equal point masses connected by an elastic massless thread as the mechanical model of the tether. As we do not consider the modes of the tether motion when the thread can be reeled up on the end bodies, the geometrical sizes of the end bodies do not matter. The assumption of massless thread is justified for tethers with light threads made of modern synthetic materials. The analysis, which was performed in [23], showed that accounting of the mass of thread in the model of the tether does not result in essential differences in the motion of such a tether from the motion of a tether whose mass is concentrated in the end bodies.

As shown in calculations, the distance between the mass center of the tether of considered types and its center of gravity is significantly less than the length of the tether. Therefore, we will consider that the tether mass center moves on an orbit.

Introduce an orbital reference system $Cx^{or}y^{or}z^{or}$ with the origin at the tether mass center. Let the axis Cx^{or} be directed along the geocentric position vector, Cy^{or} along the orbital velocity, and Cz^{or} along the normal to the orbit plane. Thus, the axes Cx^{or} and Cy^{or} lie within the orbit plane, while the axis Cz^{or} lies outside it.

Choose the central Newtonian force field as the gravitational field model. Determine the position vectors $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$ of point masses in relation to the point C by their projections in the orbital frame of reference:

$$\mathbf{r}_1 = \{x_1^{or}, y_1^{or}, z_1^{or}\}, \quad \mathbf{r}_2 = \{x_2^{or}, y_2^{or}, z_2^{or}\}.$$

Choose these projections and their time derivatives as phase variables of the problem.

3. TETHER LENGTH EXTENSION SCENARIO

For a demonstration of opportunities of the proposed method, consider further the problem of the length extension of two bodies tether with massless connection, which is already deployed, aligned to the local vertical, and its length is L_0 . Let us demand that the tether should be aligned to the local vertical again after the increase in length up to the set value L_F . Now it is necessary to obtain the expression for the constraint imposed on the uncontrollable variable which is the pitch angle ϑ . Consider the tether distance between bodies' mass centers as a control variable. Upon an increase in length, according to the theorem of change of angular momentum, the tether begins to deviate towards negative values ϑ since its angular momentum does not change considerably at a small pitch angle when the gravitational torque is small. Since the tether should be motionless on the local vertical at the initial and final instants by the terms of the problem, the following conditions should be satisfied:

$$\vartheta(0) = 0, \quad \vartheta(T_F) = 0, \quad (1)$$

$$\dot{\vartheta}(0) = 0, \quad \dot{\vartheta}(T_F) = 0. \quad (2)$$

Here, T_F is the time of termination of the deployment mode, the dots over the variables indicate their differentiation with respect to time t .

As a result, the dependence $\vartheta(t)$ as a rough approximation may look as in Figure 1. In the beginning, the tether deviates in the negative direction about the axis Cz^{or} , thereby causing the emergence of the gravitational torque, which counteracts this deviation. At rather large deviations, the gravitational torque aims to recover the vertical orientation of the tether. The research objective is to construct such a law of change of the tether length, in which the gravitational torque, increasing the angular momentum of the tether, leads it to the local vertical with the performance of conditions (2).

Conditions (1) and (2) do not reflect all of the requirements of practice imposed on the tether within the considered deployment mode. The following conditions should be satisfied during the tether deployment, from initial length L_0 to final length L_F :

$$L(0) = L_0, \quad L(T_F) = L_F. \quad (3)$$

The first of these conditions is met in advance, the second condition can be used later to determine the time T_F unknown in advance. This value will allow choosing the suitable solution to the problem from the set of solutions obtained for various values T_F or other parameters of the deployment process that have an influence on the final length of the tether.

Two more conditions follow from the requirement of constancy of the tether length at the initial and final instants:

$$\dot{L}(0) = 0, \quad \dot{L}(T_F) = 0. \quad (4)$$

The emergence of jumps of tension in the thread is inadmissible, both at the initial and final instants of the process and during all maneuvers, as they can lead to the disappearance of thread tension. It will make the accepted mechanical model inadequate. The lack of jumps in tension at the initial and final instants is reached when the following conditions are met:

$$\ddot{L}(0) = 0, \quad \ddot{L}(T_F) = 0.$$

These conditions follow directly from the tether equation of longitudinal motion in spherical coordinates [4] (the case of motion in the orbit plane), which, with the notations accepted here, takes the form

$$\ddot{L} = L[(\dot{\vartheta} + \omega^{or})^2 + 3(\omega^{or})^2 \cos^2 \vartheta - (\omega^{or})^2] - 2T / \bar{m}. \quad (5)$$

Here ω^{or} is the orbital angular speed, T is the tether tension force, $\bar{m} = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$, m_1, m_2 are the end bodies masses.

Really, when performing conditions (1), (2),

$$\ddot{L} = L3(\omega^{or})^2 - 2T / \bar{m} = 0. \quad (6)$$

Now, it is necessary to construct the tether length control law that allows us to achieve our objective of deploying the tether “from rest to rest” to the set length. The physical interpretation of this control is as follows: the angular momentum of the tether changes during deployment under the influence of the gravitational torque to a vector value that corresponds to the angular momentum of the vertically aligned tether at $t = T_F$.

Use the motion equation of an inextensible tether of variable length in spherical coordinates for in-plane rotation to create the necessary program con-

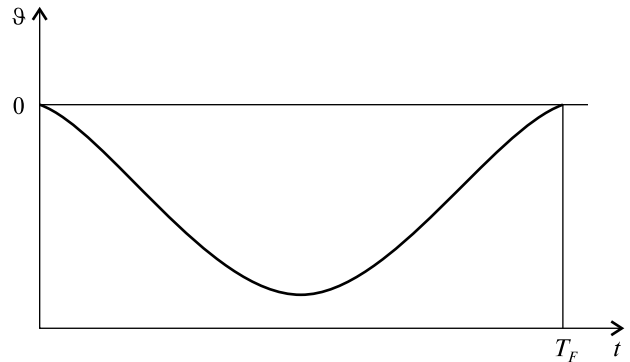


Figure 1. A rough approximation of the dependence $\vartheta(t)$ during deployment

trol law. Following [4], it is possible to provide the tether motion equation in the orbit plane in the following form:

$$\ddot{\vartheta} + 2(\dot{\vartheta} + \omega^{or})\dot{L} / L + 3(\omega^{or})^2 \sin \vartheta \cos \vartheta = 0. \quad (7)$$

From this equation, one can obtain the ordinary differential equation of the first order with the corresponding initial condition

$$\dot{L} = -L \frac{3(\omega^{or})^2 \sin 2\vartheta + 2\ddot{\vartheta}}{4(\omega^{or} + \dot{\vartheta})}, \quad L(0) = L_0. \quad (8)$$

Assuming that the law of change is known, the solution of equation (6) can be expressed as follows

$$L(t) = L_0 \exp \left[- \int_0^t \frac{3(\omega^{or})^2 \sin 2\vartheta(\tau) + 2\ddot{\vartheta}(\tau)}{4(\omega^{or} + \dot{\vartheta}(\tau))} d\tau \right]. \quad (9)$$

Taking into account condition (8) and equation (4), it is possible to obtain two more conditions for the pitch angle:

$$\ddot{\vartheta}(0) = 0, \quad \ddot{\vartheta}(T_F) = 0. \quad (10)$$

Returning to Figure 1, one may see that to give the law of change $\vartheta(t)$ a form close to that shown in the Figure, it is sufficient to define at least one point on this curve. It should be noted that the problem of choosing such a point is ambiguous. Let us choose, for example, the point $t = T_F / 2$ and set the following condition:

$$\vartheta(T_F / 2) = F_{sr}.$$

Here, F_{sr} is the unknown, in advance, amount of the tether deflection on the pitch angle, which can be chosen later during numerical simulation as a problem parameter. It is possible to introduce additional parameters of the law $\vartheta(t)$ shape here. For example,

as such a parameter, one may introduce the relative instant $\tau = aT_F T_F$ that allows writing down

$$\vartheta(t) = F_{sr}. \quad (11)$$

Using already found restrictions for $\vartheta(t)$, after differentiation equation (8) with respect to time, it is possible to obtain the following restrictions from conditions (5):

$$\ddot{\vartheta}(T_0) = 0, \quad \ddot{\vartheta}(T_F) = 0. \quad (12)$$

Thus, for the creation of the program law of change $J(t)$, one can use nine conditions (1), (2), (10)–(12).

Setting various values of the duration T_F , one can obtain the various dependencies of the tether length $L(t)$. Then, from this set of solutions, one law can be selected that corresponds to the given final length of the tether, does not lead to a loss of tension in the thread during deployment, and meets the other described requirements.

One can construct the necessary law $\vartheta(t)$ as any finite power series. Its coefficients can be found from the above-mentioned nine conditions. For example, let the law $\vartheta(t)$ be in the form of a power series of the eighth order

$$\vartheta(t) = \sum_{i=0}^7 c_i \left(\frac{t}{T_F} \right)^i. \quad (13)$$

Its coefficients found from nine conditions (1), (2), (10)–(12) have the following expressions:

$$\begin{aligned} c_0 &= 0, \quad c_1 = 0, \quad c_2 = 0, \quad c_3 = 0, \\ c_4 &= F_{sr} / ((-1 + aT_F)^4 aT_F^4 T_F^4), \\ c_5 &= -4 \cdot F_{sr} / ((-1 + aT_F)^4 aT_F^4 T_F^5), \\ c_6 &= 6 \cdot F_{sr} / ((-1 + aT_F)^4 aT_F^4 T_F^6), \\ c_7 &= -4 \cdot F_{sr} / ((-1 + aT_F)^4 aT_F^4 T_F^7), \\ c_8 &= F_{sr} / ((-1 + aT_F)^4 aT_F^4 T_F^8). \end{aligned} \quad (14)$$

The law $L(t)$ obtained according to expression (13) depends on the law $\vartheta(t)$, which, in turn, depends on the duration of the deployment mode, parameters F_{sr} , aT_F , and orbit radius, which defines the gravitational torque value.

4. NUMERICAL INVESTIGATION OF APPROPRIATE CONTROL LAW

Further, consider the implementation of the offered method for creating the programmed control. With-

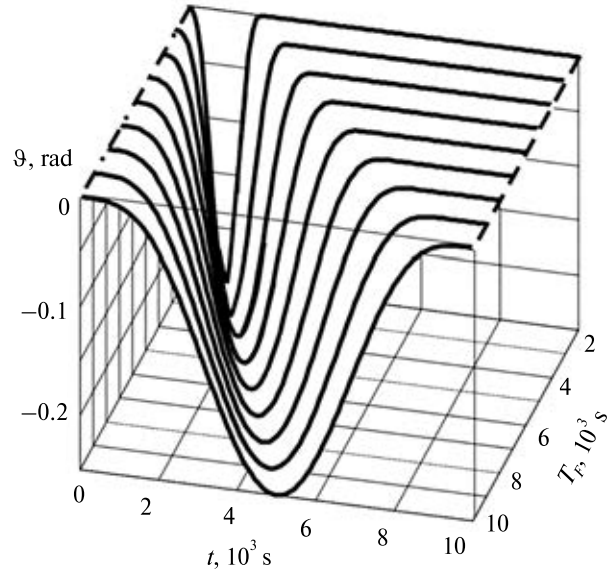


Figure 2. Behavior of the pitch angle $\vartheta(t)$ vs. time t at different values of the deployment duration T_F

Table 1. Parameters of Case 1

Parameters	Variants			
	1_1	1_2	1_3	1_4
F_{sr} , rad	-0.1	-0.15	-0.20	-0.25
aT_F	0.2	0.3	0.4	0.5

out breaking the generality of the problem statement, simplify the description by considering a tether with two identical end bodies. Initially, the tether was deployed and aligned to the local vertical. It also should remain along the local vertical at the end of deployment. At the same time, the tether should have a set length $L(T_F) = L_F$.

Choose the following values for the tether parameters:

- The end bodies have masses of 10 kg.
- The initial length of the tether is 3000 m.
- The orbit radius is 7000 km.

Let us proceed to find the law $L(t)$ that solves the problem.

Initially, consider several various values of the parameters F_{sr} and aT_F for various values of the deployment duration in the range of $T_F = 1000 \dots 10000$ s. (Case 1). Values for parameters F_{sr} and aT_F are given in the Table 1.

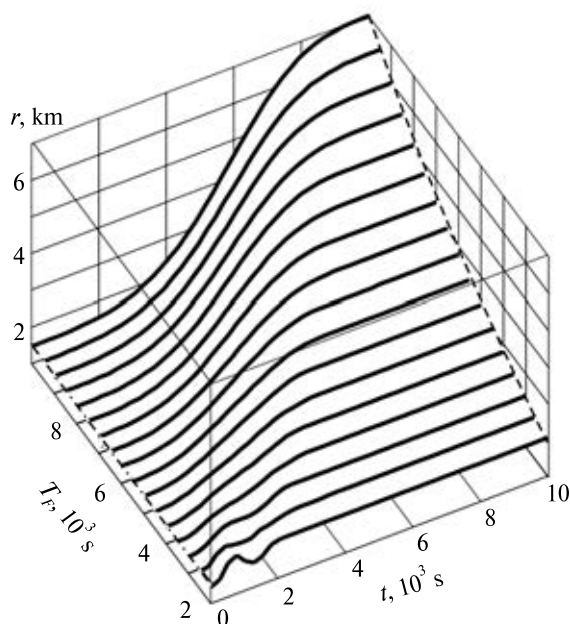


Figure 3. Laws of change of the top branch length r vs. time at different values of the deployment duration T_F

In Figure 2, curves $\vartheta(t)$ are displayed for variant 1_4 at different values of the deployment duration T_F in the accepted range according to formula (13). Each line in this plot corresponds to a duration of the specific mode. The dot-dash line in Figure 2 and all other Figures represents the initial condition of the end body of the top branch. The dashed line represents its final position. In the plot, it is evident that as the value T_F changes, the shape of the curve $\vartheta(t)$ changes slightly, stretching along the time axis. To evaluate the acceptability of any given program law of motion, it is crucial to construct the programmed law of change of the tether length $L(t)$ over time.

Solving the initial value problem (8), one can obtain this law for the number of values T_F at the known laws $\vartheta(t)$. The obtained law can only be implemented if the tension force of the tether does not take negative values. Attempts to construct such laws for the variants of the parameters given in Table 1 showed that for variant 1_1, the negative values of the tension force disappear only for values $T_F \geq 3000$ sec. For other variants from Table 1, the maximum value T_F , at which the tension of the tether takes negative values at certain time intervals, falls to 2000 sec. It is simple to clarify this fact. With this initial length

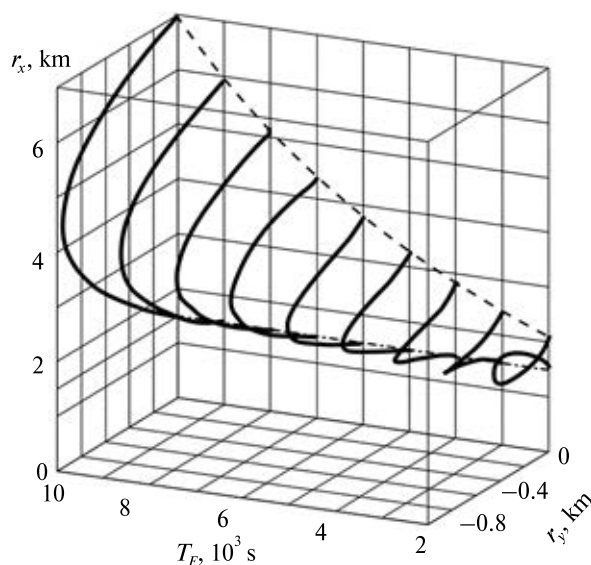


Figure 4. The trajectories of the higher-end body vs. deployment duration T_F

of the tether and mass of the end body, the speed of increase in the length of the tether is insignificant. Therefore, the tether cannot significantly extend in a short period and considerably deviate towards negative values of the pitch angle. So, in such cases, the essential gravitational torque, which may turn it to the local vertical at the end of the mode, is absent.

Since the shapes of the constructed curves for the considered deployment modes for variants 1_1...1_4 differ qualitatively insignificantly, plots of the main values only for variant 1_3 are provided further. In Figure 3, laws of change in the top branch length versus time are shown at values T_F ranging from 2000 sec to 10000 sec. As seen in this Figure, the law of change of length r_1 is not monotonous for the values of T_F at the initial part of the considered interval at the beginning of deployment. Here, one can see a change in the sign of the deployment speed, i.e., retraction of the thread. If the deployment system is not adapted for such a mode, then the found control laws can be realized only if $T_F \geq 4000$ sec. The final length of the tether increases not linearly with the deployment duration. This is natural because, with increasing the length of the tether, the force of its tension and the deployment speed increase. The graph shows that with increasing deployment duration, the law of change r_1 becomes smoother.

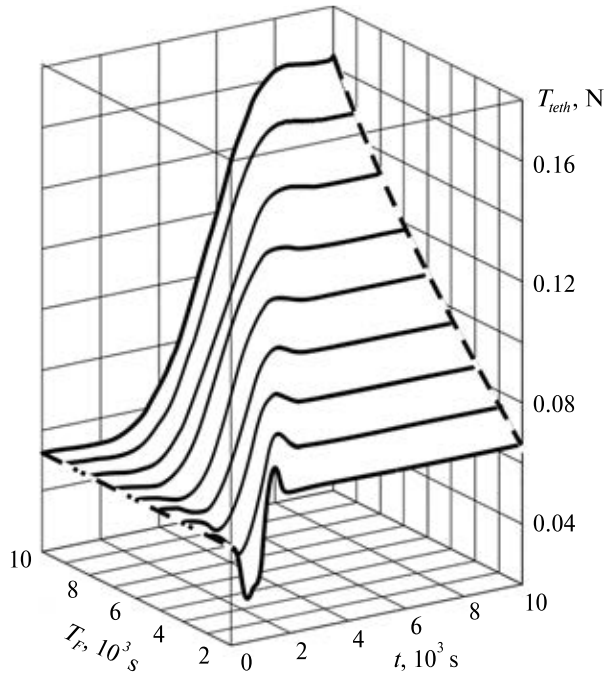


Figure 5. The thread tension vs. time t at different values of the deployment duration T_F

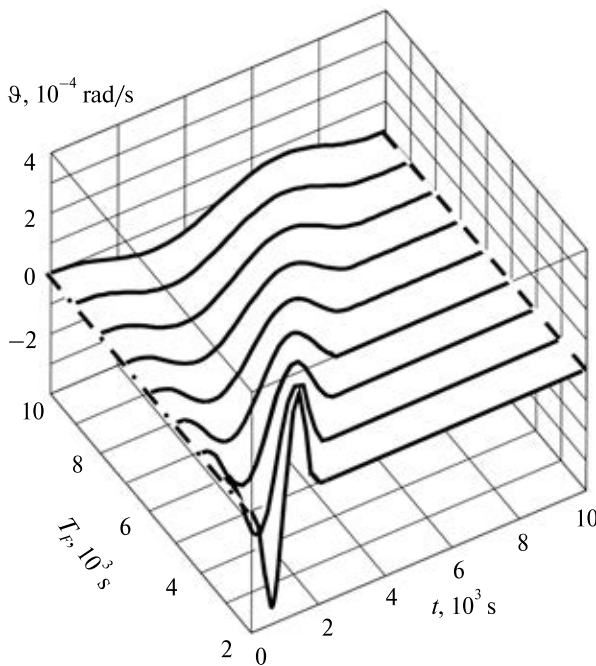


Figure 6. The tether angular speed $\dot{\vartheta}$ vs. time t at different values of the deployment duration T_F

In Figure 4, the trajectories of the higher-end body are shown in the orbital frame of reference at the same values of parameters F_{sr} and aT_F . Here, it is seen that the first two trajectories on the right have the shape of loops. This explains the occurrence of time intervals in Figure 3, where the length r_1 is reduced during deployment. Note that the scales of deviation of the end body along axes Cx^{or} and Cy^{or} do not coincide in Figure 4. This is done in order to better describe the shape of trajectories in detail.

In Figure 5, laws of change of the thread tension are shown. Here, one can see that the tension force decreases at the beginning of deployment as a result of the thread unwinding. The shorter the deployment duration, the more pronounced this effect becomes. This effect is expressed especially strongly for the deployment with $T_F = 2000$ sec. The tension force begins to decrease slowly at the end of deployment when the tether approaches the local vertical. Then, it slightly decreases when the tether reaches the local vertical after the damping of inertial forces and becomes equal to the steady-state value of the tension for a tether located along the local vertical according to the formula (6). However, there are no time intervals during which the tension force takes negative values in the case being considered.

Figure 6 depicts the change of the tether's angular speed $\dot{\vartheta}$ versus time in its angular displacement about the pitch axis for the range of $T_F \in [2000, 10000]$ sec. This angular speed in the considered deployment mode always takes negative values. Besides, the modulus of the angular speed of the tether $\dot{\vartheta}$ in the orbital frame cannot be more than the orbital angular speed ω^{or} in this mode in the time interval $t \in [t_0, T_F]$. Otherwise, when approaching zero value at the end of the deployment, it will take the negative value the module of which is equal to the value of the orbital angular speed. In such a case, the denominator in the right part of equation (8) will turn into zero, and the equation (8), from which the control law can be found, will degenerate. In terms of mechanics, such a case corresponds to the tether translator motion in the inertial frame of reference.

Figure 7 presents graphs of the program laws of the deployment speed (change of the vector \mathbf{r}_1 length) versus time at the same values of the parameters F_{sr} and aT_F . Here, one can see that negative speed val-

ues disappear only on the third curve on the right, for which $T_F = 4000$ sec. As the deployment duration increases, the curves become smoother.

Further, the following options of the parameters were considered (Case 2, see Table 2).

The power series (13), as it is demonstrated by the formulas (14), exhibits point symmetry of the dimensionless parameter aT_F with respect to $aT_F = 0.5$. For physical reasons, this parameter's value cannot be in any way near zero or one. With such values aT_F , the coefficients in the series (13) are equal to zero, and the problem statement becomes meaningless. One can see that in Fig. 8. The further the value aT_F deviates from 0.5, the greater the tether length at the end of deployment. Observe that the maximum deviation of the tether on the pitch angle is also increasing simultaneously. This value seems to be greater than the F_{sr} value that is fixed at the point $\tau = aT_F T_F$.

In Figure 8, the dashed line shows the dependence of the final length of the tether branch on the parameter aT_F for variant 2_1. This 3D plot, as well as the plot shown in Fig. 9, has mirror symmetry with respect to the plane $aT_F = 0.5$.

Figure 9 also shows trajectories of the end body by variant 2_1 (Table 2). With such parameters, all trajectories turn out rather smooth. The control laws constructed for the considered values of parameters allow increasing the length of the top branch of the tether from one and a half km to seven km.

The influence of the parameter F_{sr} on the control law character was studied further (Case 3). The variants given in Table 3 were considered.

An increase in the tether length with the parameter values following from variant 3_3 has a smooth character (Figure 10, a), although, for variants 3_1, 3_2, this character changes slightly (Figure 10, b). Additionally, comparing Figure 10, we can conclude that if the deployment duration T_F is doubled at the same values of

Table 2. Parameters of Case 2

Parameters	Variants		
	2_1	2_2	2_3
F_{sr} , rad	-0.15	-0.25	-0.50
aT_F	0.3...0.75	0.3...0.75	0.3...0.75
T_F , sec	5 000	10 000	10 000

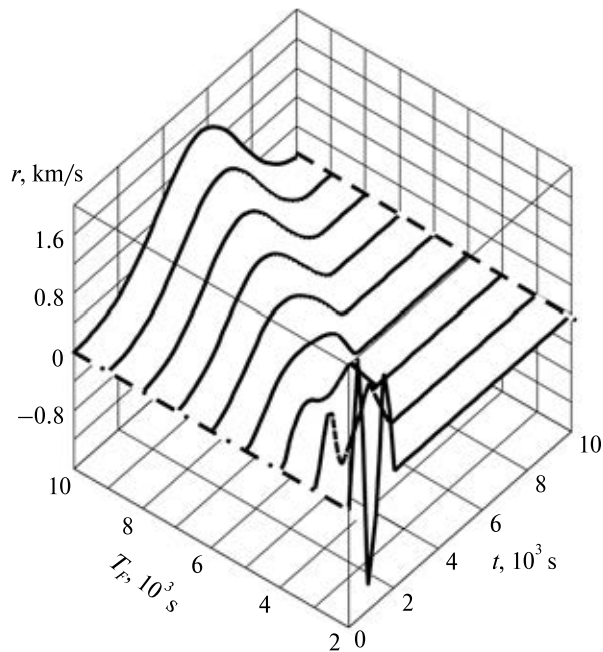


Figure 7. The deployment speed \dot{r}_1 vs. time t at different values of the deployment duration T_F

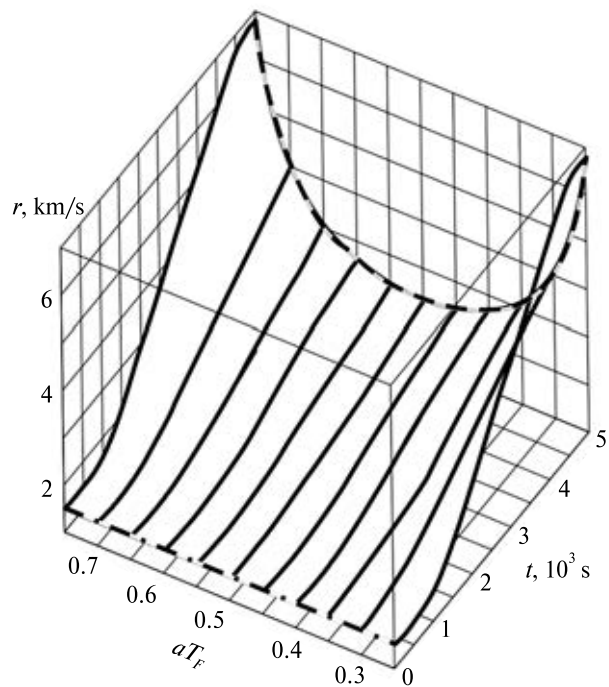


Figure 8. Laws of change of the top branch length r vs. time t at different values of the parameter aT_F

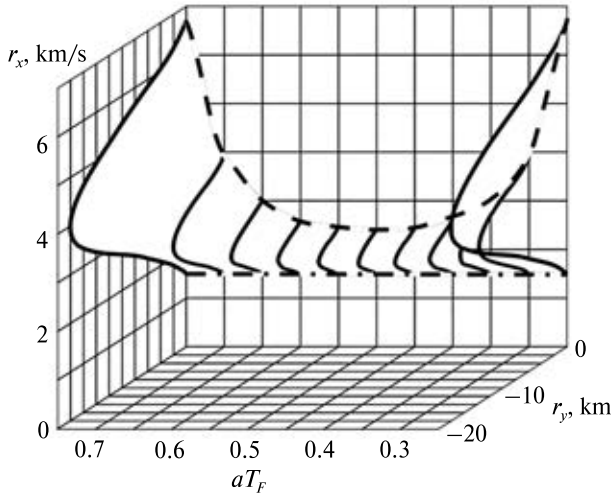


Figure 9. The trajectories of the higher end body at different values of the parameter aT_F

Table 3. Parameters of Case 3

Parameters	Variants		
	3_1	3_2	3_3
F_{sr} , rad	-0.1...1.0	-0.1...1.0	-0.1...1.0
aT_F	0.5	0.5	0.5
T_F , sec	3000	5 000	10 000

parameters F_{sr} and aT_F , then the final length of the tether increases approximately four times.

The maximum length of deployment significantly depends on the value of the parameter F_{sr} , which determines the maximum deviation of the tether by the pitch angle. If, at $F_{sr} = -0.1$ rad, the 1.5 km long tether branch can be increased by only hundreds of meters in 10000 sec, then, at $F_{sr} = -1$, this length can be increased to dozens of kilometers. The research on the tether tension force for the considered parameters showed that for the cases corresponding to values $F_{sr} = -1$ rad and $F_{sr} = -0.9$ rad, there are time intervals between $t = 1000$ sec and $t = 2000$ sec where the tension force takes negative values. This area is outlined with a medium-thickness line in Figure 11 from the left. Naturally, such modes of deployment cannot be realized. This situation is explained by the fact that in the mechanical system under consideration, with the deployment duration of 5000 sec, it is

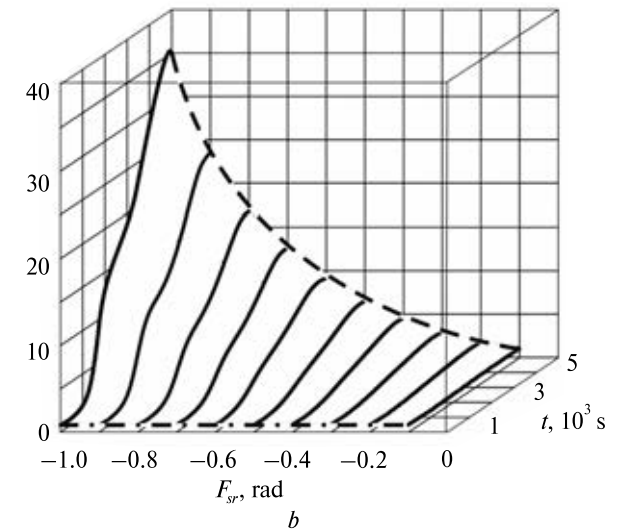
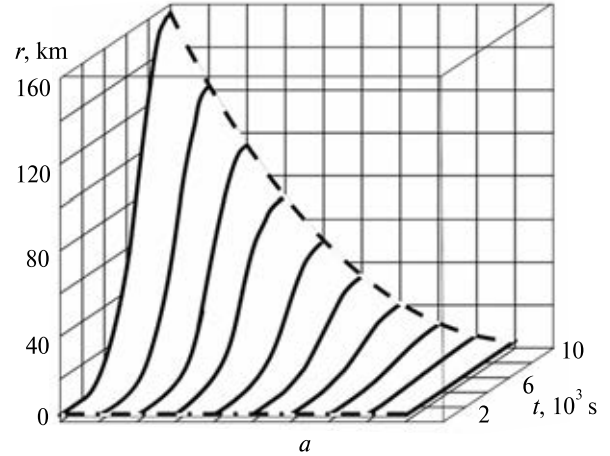


Figure 10. Laws of change of the top branch length r vs. time t at different values of the parameter F_{sr} and deployment duration: $a - T_F = 10000$ s, $b - T_F = 5000$ s

not possible to reach such an angular deviation only due to the Coriolis force.

Figure 12 plots the velocity of the thread exit versus time. One can see here that the velocity of the thread exit is required to be very high in this time interval for cases $F_{sr} = -1$ rad and $F_{sr} = -0.9$ rad. In this case, such speeds cannot be reached by tether tension only. Therefore, there is an area of negative values of the tension of the tether, shown in Figure 11.

Trajectories of the tether's higher end body in projection on the plane $Cx^{or}y^{or}$ of the orbital frame are shown in Figure 13. Here, as well as in Figure 9,

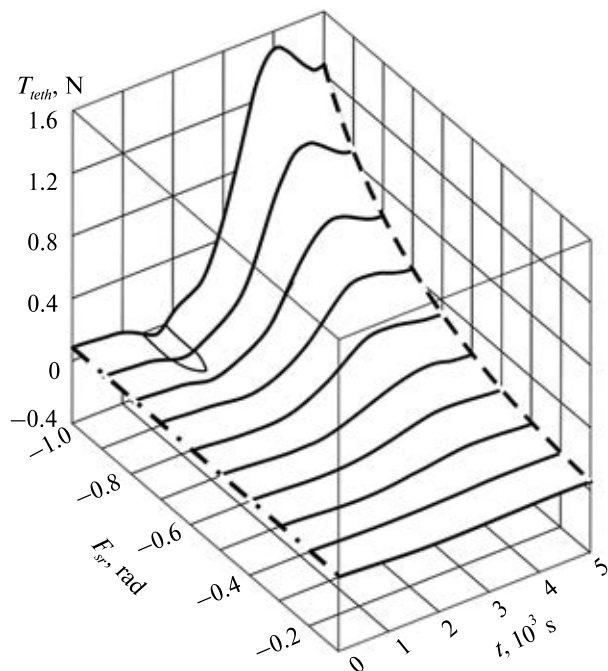


Figure 11. The tether tension force T vs. time t at different values of the parameter F_{sr} and deployment duration $T_F = 5000$ s

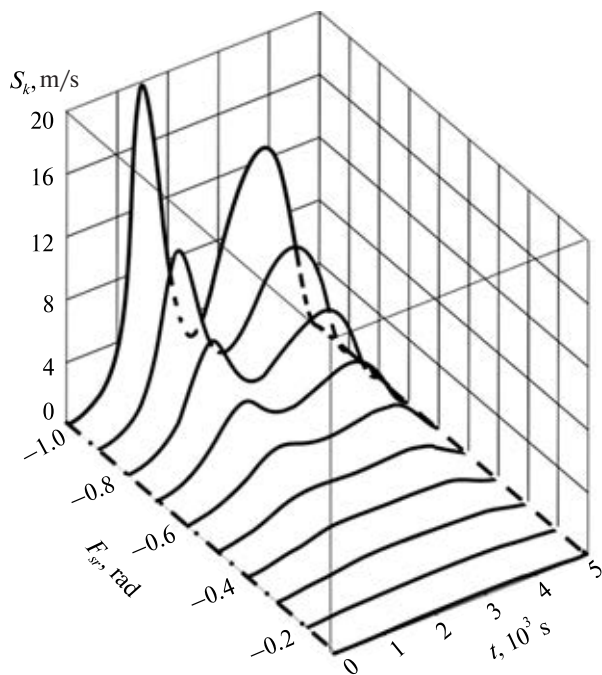


Figure 12. The velocity of the thread exit vs. time t at different values of the parameter F_{sr} and deployment duration $T_F = 5000$ s

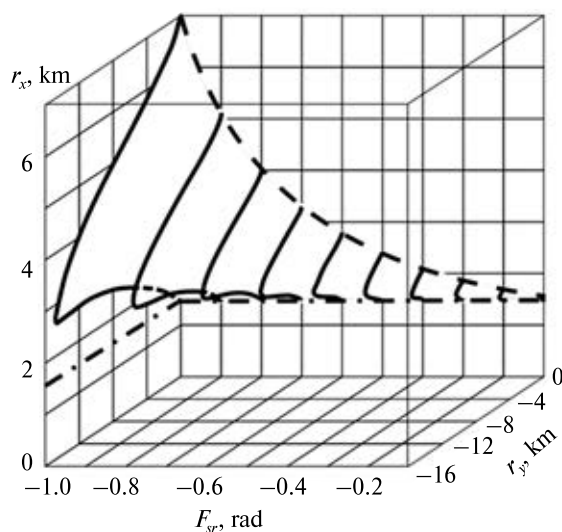


Figure 13. The trajectories of the higher end body at different values of the parameter F_{sr}

scales on the Cx^{or} and Cy^{or} axes are chosen differently to show the trajectories' shapes better. The shape of the trajectories of the end body becomes smoother and smoother as the absolute value of the parameter F_{sr} decreases. Judging by these plots, loops may appear on the trajectories when F_{sr} is further increased in absolute value. At the same time, deployment will become more technically challenging. If the deployment duration is increased from 5000 up to 10000 sec, trajectories will have such a smooth character as the left trajectory in Figure 4.

5. NUMERICAL SIMULATION OF PROGRAMMED-CONTROLLED DEPLOYMENT

Let us apply the obtained results to create the control law for the deployment of the tether aligned along the local vertical to the pre-specified length with the preservation of the final vertical orientation. Consider the tether of two point masses of 10 kg each, with an initial length of 3000 m. Investigate the process of its deployment to a length of 60,000 m. If the parameters of the mode are set to $F_{sr} = -0.5$ rad and $aT_F = 0.5$, then it is only necessary to define the adequate deployment duration T_F . Using the results of the previous numerical research, we establish by interpolation that the required deployment duration with an accuracy of up to 1 second is equal to 9939

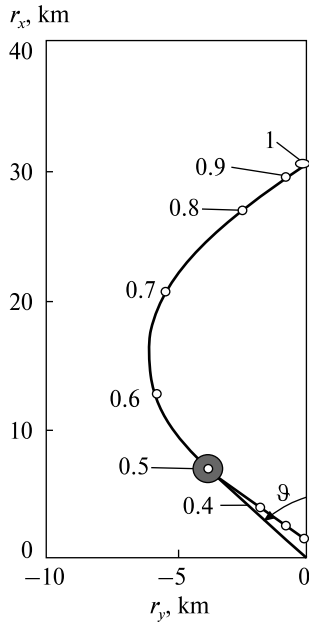


Figure 14. The trajectory of the higher end body as a result of the simulation of the deployment process (numbers near the curve — the value of t/T_F)

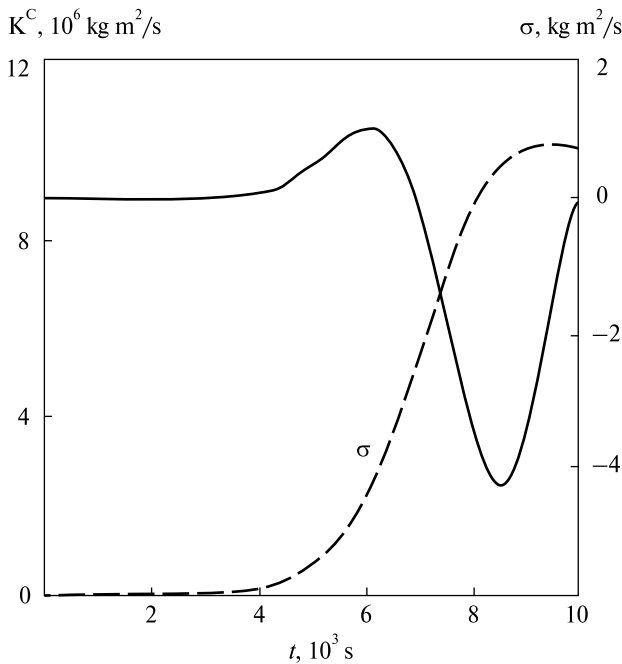


Figure 15. The magnitudes of the angular momentum vector K^C and errors σ of simulation vs. time t

seconds. With such deployment duration, the tether length has to become equal to 60001.7 m. If necessary, the accuracy of the calculation can be slightly increased. This can be done by correcting both the T_F values and other parameters. Now, it is necessary to carry out the numerical simulation of the deployment process controlled by the found program law.

For this purpose, use motion equations of the tether of variable length in the form of the equations of Hill-Clohessy-Wiltshire (HCW), which describe the space motion of point masses concerning the mass center of the tether [9]. Following the traditional derivation of these equations, with the chosen direction of axes of the orbital reference frame, they can be written in the following vector form:

$$\begin{aligned} \ddot{i}_i = \{ & 2\omega^{or} \dot{y}_i^{or} + 3(\omega^{or})^2 x_i^{or} - Te_{ni}(1)/m_i - \\ & - 2\omega^{or} \dot{x}_i^{or} - Te_{ni}(2)/m_i - \\ & - (\omega^{or})^2 z_i^{or} - Te_{ni}(3)/m_i \}, \quad (i = 1, 2). \end{aligned} \quad (15)$$

As length is not included obviously in the equations, knowing program laws of change in time of the pitch angle and length of the tether, based on equation (5), one can construct the programmed law of change of the tension force. Consequently, the equations (15) will be completed, and one can carry out a numerical simulation of the tether deployment.

The trajectory of the end body motion of the top tether branch is plotted on the plane $Cx^{or}y^{or}$ as a result of the numerical solving of the initial value problem for HCW equations (15) with the accepted initial conditions. This trajectory is shown in Figure 14. The scale of deviations of the end body along both axes of the orbital reference frame is not equal in this plot. Points with a notation of the relative time instant corresponding to each of them are plotted on the trajectory. The top branch of the tether is depicted at the instant $t = T_F / 2$. One can see from the plot how uneven the motion of the end body along the trajectory is. Such irregularity is formed as a result of the dependence of the speed of the tether deployment on its tension and, consequently, on its length. Therefore, the finishing part of the trajectory is completed much quicker than its initial part having the same length. The tether branch length is increased from the initial value of 1500 m to 30000.85 m during 9939 sec as a result of applying the constructed program control.

Numerical integration of the initial value problem was carried out by Runge-Kutta's method with the constant integration step of 0.01 sec.

To take the elasticity of the thread into account, a correction should be entered into the computing program for the calculation of the real distance between end-bodies. The length of the deployed stretched thread should be controlled during deployment according to the solution (9), i.e., $L = L(t)$. This means that if the deployment device fixes the length of the non-stretched thread $\bar{L}(t)$, then the correction $\bar{L}(t) = L(t) - \Delta\bar{L}(t)$ should be entered into the control law for the real deployment system. Here, $\Delta\bar{L}(t) = T(t)L(t)/(EF + T(t))$, EF is the thread extensional stiffness. It is rather simple to implement such an adjustment by measuring the tension or using its program values. If the current distance between the tether bodies is measured during deployment, then there is no need to make corrections for the law of change of the tether length.

The monitoring of the errors of calculations was carried out during numerical simulation. The current magnitude value of the angular momentum vector, constructed based on the current values of the phase variables of the problem for the equations (15), was compared to its values obtained from the theorem of change of the angular momentum of the tether under the gravitational torque effect. In Figure 15, the continuous line corresponds to the magnitude of the angular momentum vector of the tether. For both calculation cases, these curves on graphics practically coincide. The dashed line characterizes the difference in the calculation of these values in two specified ways. It is obvious that errors in calculations are quite acceptable for the practice.

6. CONCLUSIONS

Summing up the results, one can say that a new method of program control by the additional deployment of a space tether has been developed, which, in terms of the control theory, is an underactuated mechanical system. The tether model used in creating the programmed control law consists of two point masses connected by a massless elastic thread, moving in the plane of a circular orbit in the central Newtonian field of forces and described by ordinary differential equations in spherical coordinates. This mechani-

cal model has two degrees of freedom and only one control channel. Considering that the tether moves in the gravitational field of forces, a new approach is proposed for the development of the control for underactuated systems. We have imposed restrictions on the tether pitch motion that allow controlling the pitch motion of the tether, using active control only by its length. Physical reasons were used to formulate the necessary constraints, and methods for solving the inverse problems of the dynamics were used for the creation of the control law based on the tether's length. As a result of the conducted research, the program control has been developed, which has allowed for solving the problem related to the mechanical model of the specific tether with three degrees of freedom.

Using such a control law, it is possible to deploy a tether from the initial state along the local vertical in the same vertical position, but already with a greater length, the size of which can be set in advance. We have conducted numerical research, which has allowed us to define the influence of various parameters of the control law on the behavior of a tether during deployment. Graphs have been plotted for various sets of parameters, which give an idea of the character and numerical characteristics of the dynamic processes when performing deployment. Since the created control law provides a quasistatic change of the tether parameters, accounting for the elastic properties of the thread is carried out in a quasistatic approach. The error estimation is carried out during the numerical simulation of the deployment of a specific tether to the specified length. This makes it possible to gauge the veracity of the data acquired and demonstrates the practical applicability of the strategy.

Acknowledgements. The authors thank Dr. Arun Banerjee, Former Principal Research Scientist, Lockheed Martin Advanced Technology Center, Palo Alto, CA, USA, for help with the technical writing of the manuscript.

Declaration of Competing Interest. The authors declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that could have appeared to influence the work reported in this paper.

Formatting of funding sources. This research did not receive any specific grant from funding agencies in the public, commercial, or not-for-profit sectors.

Annex Nomenclature

aT_F	= parameter of control law shape
$c_i (i = 0, \dots, 7)$	= coefficients of power series
EF	= thread longitudinal rigidity
$e_{r_i}(j) (i = 1, 2; j = 1, 2, 3)$	= directing cosines of position vectors of point masses in the orbital frame of reference
F_{sr}	= parameter of control law shape
$\mathbf{K}^C(t)$	= vector of angular momentum about mass center C
$K_3^C(t)$	= projection of angular momentum on Cz^{or} axis
L, L_0, L_f	= current, initial, and final distance between end point masses
$m_i (i = 1, 2)$	= masses of end-bodies
$\mathbf{m}^C(t)$	= vector of external torque
$M_g(t)$	= magnitude of gravitational torque
$\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$	= position vectors of point masses relative to point C
$r(t)$	= magnitude of position vectors
$r_p(t)$	= programmed law of $r(t)$ change
$r_{pe}(t)$	= programmed law of $r(t)$ change with correction for elasticity
T	= force of thread tension
T_F	= duration of deployment
t	= time
$S(t)$	= speed of change of length $L(t)$
$x_i^{or}, y_i^{or}, z_i^{or} (i = 1, 2)$	= projections of \vec{r}_1, \vec{r}_2 onto orbital frame
$\Delta r(t)$	= correction of program law $r_p(t)$ for the elasticity of thread
ϑ	= pitch angle
ω^{or}	= angular velocity of orbital tether motion

REFERENCES

- Banerjee A. K., Kane T. R. (1982). Tether deployment dynamics. *Appl. Math. Comput.*, **30**, 347–366.
- Barkow B. (2003). Controlled deployment of a tethered satellite system. *Proc. Appl. Math. Mech.*, **2**, 224–225. <https://doi.org/10.1002/pamm.200310097>
- Barkow B., Steindl A., Troger H., Wiedermann G. (2003). Various methods of controlling the deployment of a tethered satellite. *J. Vib. Control.*, **9**, 187–208. <https://doi.org/10.1177/1077546303009001747>
- Beletsky V. V., Levin E. M. (1993). *Dynamics of Space Tether Systems*. Univelt, San Diego.
- Bindra Udai, Zhu Zheng H. (2016). Ground-based testing of space tether deployment using an air-bearing inclinable turntable. *Int. J. Space Sci. and Engineering*, **4**, No. 1, 1–17. <https://doi.org/10.1504/IJSPACESE.2016.078571>
- Cantafio L. J., Chobotov V. A., Wolfe M. G. (1977). Photovoltaic gravitationally stabilized, solid-state satellite solar power station. *J. Energy*, **1**, 352–363. <https://doi.org/10.2514/3.62346>
- Casas M. F. (2015). *Dynamics and Control of Tethered Satellite Formations in Low-Earth Orbits*. PhD Thesis Universitat Politècnica de Catalunya.
- Chen S., Li Aijun, Wang Changqing (2020). Analysis of the deployment of a three-mass tethered satellite formation. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 984 012028. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/984/1/012028>
- Clohesy W. H., Wiltshire R. S. (1960). Terminal guidance system for satellite rendezvous. *JGCD*, **27**, 653–658. <https://doi.org/10.2514/8.8704>
- Dong Z., Zhang Lei, Li Aijun, Wang C., Shi Q. S. (2022). Adaptive super-twisting control for deployment of space-tethered system with unknown boundary disturbances. *Proc. IMechE. Part G: J. Aerospace Engineering*, **236**, No. 13, 2739–2750. <https://doi.org/10.1177/09544100211068909>
- Jia C., Meng Z., Wang B. (2023). Deployment of three-body chain-type tethered satellites in low-eccentricity orbits using only tether. *Space Sci. and Technology*, **3**, No. 11, 1–9. <https://doi.org/10.34133/space.0070>
- Levin E. M. (1983). On deployment of lengthy tether in orbit. *Kosmicheskie issledovanija*, **21**, 678–688.
- Levin E. M. (2007). *Dynamic Analysis of Space Tether Missions*. Univelt, San Diego.

14. Lu H., Wang C., Li A., Guo Y. (2024). Sliding mode control strategy of spinning electrodynamic tether formation during its spin-up process. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, **60**, No. 1, 449–462. <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3327700>
15. Lu H., Yang H., Wang C., Li A. (2024). Nonlinear deformation and attitude control for spinning electrodynamic tether systems during spin-up stage. *Nonlinear Dyn.* (Early Access, <https://doi.org/10.1007/s11071-024-09415-z>).
16. Lur'e A. (2002). *Analytical Mechanics*. Springer. <https://doi.org/doi:10.1007/978-3-540-45677-3>
17. Ma Zhiqiang, Sun Guanghui (2016). Full-order sliding mode control for deployment/retrieval of space tether system. *IEEE Int. Conf. on Systems, Man, and Cybernetics (SMC)*, 407–412, <https://doi.org/10.1109/SMC.2016.7844275>
18. Misra A. K. (2008). Dynamics and control of tethered satellite systems. *Acta Astronautica*, **63**, 1169–1177.
19. Modi V. J., Misra A. K. (1978). Deployment dynamics of tethered satellite systems. *AIAA Paper*, **1398**, 1–10. <https://doi.org/10.2514/6.1978-1398>
20. Padgett D. A., Mazzoleni A. P. (2007). Analysis and design for no-spin tethered satellite retrieval. *J. Guid. Control. Dyn.*, **30**, 1516–1519. <https://doi.org/10.2514/1.25390>
21. Peters T. V., Francisco José, Valero Briz, Olmos Diego Escorial, Lappas V., Jakowski P., Gray I., Tsourdos A., Biesbroek H. R. (2018). Attitude Control Analysis of Tethered De-orbiting *Acta Astronautica*, **146**, 316–331. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.016>
22. Rupp C. C., Kissel R. R. (1978). *Tetherline system for orbiting satellites*. U. S. Patent No. 4083520, April II, 1978, Int. Cl. B. 64 G 1/100, US Cl. 244/167; 244/161
23. Rupp C. C., Laue J. H. (1978). Shuttle/Tethered Satellite System. *J. Astronaut. Sci.*, **26**, 1–17.
24. Stadnyk K., Ulrich S. (2020). Validating the Deployment of a Novel Tether Design for Orbital Debris Removal. *JSR*, **57**, No. 6. <https://doi.org/10.2514/1.A34781>
25. Steindl A., Troger H. (2003). Optimal control of deployment of a tethered subsatellite. *Nonlinear Dyn.*, **31**, 257–274. <https://doi.org/10.1023/A:1022956002484>
26. Steiner W., Steindl A., Troger H. (1995). Center manifold approach to the control of a tethered satellite system, *Appl. Math. Comput.*, **70**, 315–327. <https://doi.org/10.1023/A:1022956002484>
27. Sun Guanghui, Zhu Z. H. (2014). Fractional-Order Tension Control Law for Deployment of Space Tether System. *J. Guid. Control. Dyn.*, **37**, No. 6, 157–167. <https://doi.org/10.2514/1.G000496>
28. Sun Guanghui, Zhu Z. H. (2014). Fractional order tension control for stable and fast tethered satellite retrieval. *Acta Astronautica*, **104**, No. 11, 304–312. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.08.012>
29. Swet C. J. (1970). *Method for deployment and stabilizing orbiting structures*. U.S. Patent Office No. 3532298, Oct. 6, 1970, Int. Cl. B 64 G 1/00, U.S. Cl. 244-1.
30. Tian H., Li A., Wang Yu., Wang C. (2023). Underactuated Attitude Tracking Control of Tethered Spacecraft for Deployment and Spin-up. *Adv. in Space Res.*, **71**, No. 11. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.01.052>
31. Tirop P., Jingrui Zh. (2019). Review of Control Methods and Strategies of Space Tether Satellites. *Amer. J. Traffic and Transportation Engineering*, **4**, No. 5, 137–148. <https://doi.org/10.11648/j.ajtte.20190405.11>
32. Wang Ch., Zabolotnov Yu. M. (2017). Control over the deployment of an orbital tether system of great length. *Vestnik of Samara Univ. Aerospace and Mechanical Engineering*, **16**, No. 2, 7–17. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17>
33. Wen Hao, Zhu Z. H., Jin D. P., Hu Haiyan (2016). Space Tether Deployment Feedback Control with Explicit Tension Constraint and Saturation Function. *J. Guid. Control. Dyn.*, **39**, No. 4, 1–6. <https://doi.org/10.2514/1.G001356>
34. Williams P. (2008). Deployment/retrieval optimization for flexible tethered satellite systems. *Nonlinear Dyn.*, **52**, 159–179. <https://doi.org/10.1007/s11071-007-9269-3>
35. Xu R., Özgüner Ümit (2008). Sliding mode control of a class of underactuated systems. *Automatica*, **44**, No. 1, 233–241. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2007.05.014>
36. Yu B. S., Huang Z., Geng L. L., Jin D. P. (2019). Stability and ground experiments of a spinning triangular tethered satellite formation on a low earth orbit. *Aerospace Sci. and Technology*, **92**, No. 9, 595–604. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.06.012>
37. Yu B. S., Wen H., Jin D. P. (2018). Review of deployment technology for tethered satellite systems. *Acta Mech. Sinica*, **34**, No. 4, 754–768. <https://doi.org/10.1007/s10409-018-0752-5>
38. Zakrzhevskii A. E. (2016). Method of Deployment of a Space Bodies tether with Alignment it to the Local Vertical. Patent of Ukraine UA 111298, u 2016 03712 from 10.11.15, *Bul. "Promyslova vlasnist"*, **21**, 1–4.
39. Zhang K., Lu K., Gu X., Fu C., Zhao S. (2022). Dynamic Behavior Analysis and Stability Control of Tethered Satellite Formation Deployment. *Sensors*, **22**, 62. <https://doi.org/10.3390/s22010062>
40. Zhang F., Huang P. (2019). A novel underactuated control scheme for deployment/retrieval of space tethered system. *Nonlinear Dyn.*, **95**, 3465–3476. <https://doi.org/10.1007/s11071-019-04767-3>

Стаття надійшла до редакції 10.09.2024

Після доопрацювання 26.09.2024

Прийнято до друку 27.09.2024

Received 10.09.2024

Revised 26.09.2024

Accepted 27.09.2024

Ч. Ван¹, проф.

<https://orcid.org/0000-0002-1358-7731>

E-mail: wangcq@nwpu.edu.cn

О. Є. Закржевський², д-р техн. наук, проф., провід. наук. співроб.

<https://orcid.org/0000-0003-2106-2086>

¹Північно-західний університет 1

127 YouyiXilu, Xi'an 710072 Shaanxi, Китай

²Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України
Проспект Академіка Глушкова 40, корп. 4/1, Київ-187, Україна, 03680

ПРОГРАМНЕ КЕРУВАННЯ ДОДАТКОВИМ РОЗГОРТАННЯМ КОСМІЧНОЇ ЗВ'ЯЗКИ ІЗ ЗБЕРІГАННЯМ ЇЇ ПОЧАТКОВОЇ ВЕРТИКАЛЬНОЇ ОРІЄНТАЦІЇ

Об'єкт цього дослідження — космічна зв'язка двох тіл, з'єднаних безмасовим тросом. Мета дослідження — побудова програмного керування режимом збільшення довжини попередньо розгорнутої космічної зв'язки із збереженням її початкової вертикальної орієнтації. Для цього використовуються рівняння руху зв'язки змінної довжини, записані у сферичних координатах. Побудовано програмне керування довжиною зв'язки, яке забезпечує необхідну зміну її кінетичного моменту під впливом сил гравітаційного поля. Новизна результатів дослідження полягає в новому підході до побудови керування малопривідними механічними системами, у яких кількість каналів керування менша за кількість ступенів свободи. Тут вдається побудувати таке керування довжиною зв'язки, яке дозволяє керувати її рухом і кутом тангажу, використовуючи лише один канал керування — зміна довжини зв'язки. Для цього використовується пасивна, але керована дія на зв'язку гравітаційного моменту. Щоб досягти такого ефекту, пропонується накладати обмеження на рух зв'язки по тангажу, які формально зменшують кількість ступенів свободи системи. Це дозволяє реалізувати заданий режим руху при керуванні тільки за ступенем свободи, що залишився. Вид таких обмежень визначається з огляду на фізичні міркування. Внаслідок врахування всіх вимог, що пред'являються до режиму додаткового розгортання, вдається побудувати закон зміни кута тангажу за часом, що описується степеневим рядом восьмого порядку. Проведено детальне чисельне дослідження впливу параметрів режиму, таких як тривалість розгортання та передбачувана форма закону зміни кута тангажу за часом, на довжину розгорнутої зв'язки та характер її поведінки у процесі розгортання. Наведено чисельний приклад застосування розробленого методу. Чисельне моделювання режиму здійснюється в рамках інтегрування завдання Коші для рівнянь Гілла — Клогессі — Уайтшіра. Проведено кількісну оцінку похибок чисельного моделювання. Результати обчислень проілюстровано графічно.

Ключові слова: космічна зв'язка, розгортання, керування, зміна довжини, вертикальне положення, малопривідні системи.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.019>

UDC 669.018.8

V. M. NADTOKA¹, Head of Department, Candidate of Sciences in Technology

ORCID: 0000-0002-9653-5127

E-mail: info@yuzhnoye.com

I. O. HUSAROVA¹, Leading Researcher, Doctor of Sciences in Technology

ORCID: 0000-0002-2790-7564

E-mail: info@yuzhnoye.com

M. V. KRAIEV¹, Deputy Head of Department, Candidate of Sciences in Technology

ORCID: 0000-0001-7610-6934

E-mail: info@yuzhnoye.com

A. Yu. BORYSENKO^{1,2}, Leading Researcher, Doctor of Engineering Science

ORCID: 0000-0003-2120-0944

E-mail: info@yuzhnoye.com

D. M. BONDAR¹, Chief of Sector, Postgraduate Student

ORCID: 0009-0008-7102-9050

E-mail: info@yuzhnoye.com

G. G. OSINOVYY¹, Head of Department, Ph.D.

ORCID: 0000-0002-6305-7835

E-mail: info@yuzhnoye.com

¹ Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

² Iron and Steel Institute of Z. I. Nekrasov National Academy of Science of Ukraine

1, Starodubov Sq., Dnipro, 49107 Ukraine

VACUUM ARC COATINGS FOR COMBUSTION CHAMBERS OF ROCKET ENGINES

An investigation was done for heat-resistant coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr alloys, produced by vacuum arc deposition with cathodes from nichrome alloy XH78T and steel 12X18H10T. The microstructural analysis of the studied coatings applied by vacuum arc deposition with different amounts of reactive gas (nitrogen) in a deposition chamber showed the presence of two phases: a matrix and the distributed particles of liquid phase of various sizes and shapes. Vacuum arc deposition at a cathode arc current of 55 A for Ni-Cr and 82 A for Fe-Ni-Cr coatings, a cathode arc voltage of 28 to 32 V, an underlayer temperature of $490 \pm 30^\circ\text{C}$, and no nitrogen in the chamber gives coatings with no apparent orientation of crystallites and a microhardness reaching 330 to 374 HV. The diffusion mobility of atoms decreases at a higher nitrogen pressure, which results in a coarse-crystal, porous-columnar structure of coatings with high porosity, a varying volume, and a rough surface. The influence of nitrogen pressure in a chamber on the strength of coatings was evaluated by their microhardness. A nitrogen pressure gain up to 0.13 Pa results in the increased microhardness of both coating systems, and the further growth in pressure has almost no effect on microhardness. It was discovered that a nitrogen pressure of 0.13 Pa gives the optimum combination of a coating's strength and continuous structure with no pores and apparent columnar crystallites.

Цитування: Nadtoka V. M., Husarova I. O., Kraiev M. V., Borysenko A. Yu., Bondar D. M., Osinovy G. G. Vacuum arc coatings for combustion chambers of rocket engines. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 5 (150). P. 19–28. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.019>

© Publisher ПН «Академперіодика» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

Alloys from Ni-Cr with 80 % Ni are among the most heat-resistant industrial materials with a maximum operating temperature of up to 1200 °C. However, they are expensive, which makes Fe-Ni-Cr alloys more attractive, providing their heat resistance is sufficient for the operating temperature range. Therefore, it is reasonable to conduct further research on both Ni-Cr and Fe-Ni-Cr coatings to develop a deposition technology that can provide the required performance parameters. Controlling nitrogen pressure makes it possible to adjust the structure and properties of the coating during deposition.

Keywords: Ni-Cr, Fe-Ni-Cr heat-resistant coatings, microstructure, microhardness.

INTRODUCTION

A combustion chamber, where fuel and oxidizer mix and burn, is one of the core elements in liquid-propellant rocket engines. Pressure in a combustion chamber may reach 1 to 30 MPa at gas flow temperatures of 3000 to 3800 °C [8, 20]. Most chambers of liquid-propellant rocket engines have external cooling to reduce thermal loads, where a cooling medium flows in a channel formed by the internal and external shells of a chamber. The temperature of a chamber wall that heats up when the engine is operating must not decline the required strength of the structure. Therefore, it is necessary to use heat-resistant alloys with high thermal conductivity coefficients. Along with this, structural materials for combustion chambers are selected considering the design specificity of a chamber and the cost limitations.

The early combustion chambers in the large engines made in the United States, Europe, and Japan had a tubular design and were made from strengthened nickel (Nickel 200), stainless steels AISI 316, 347, and alloys 285, Inconel, and X-750 with a high nickel content. However, for the Shuttle spacecraft with higher combustion temperature and pressure in the chamber, it appeared necessary for a combustion

chamber to have a much stronger structure of the hot wall with copper alloy channels of high thermal conductivity. A new copper alloy, NARloy-Z (3 % Ag, 0.5 % Zr), was developed to meet this necessity. The strength and the thermal fatigue of NARloy-Z at the operating temperatures appeared to surpass the existing copper alloys, and the thermal conductivity of NARloy-Z was 80 % higher than in pure copper [16].

In the Soviet Union, the configurations of combustion chambers and nozzles had channeled or multilayered walls [20]. Normally, the internal shell was made from copper-chromium alloy (~3 % Cr), where slots and channels were cut out, and this shell was soldered to the external wall from stainless steel or nickel alloy (Figure 1).

Therefore, in most up-to-date engines, the internal wall of a combustion chamber is made from copper alloys (bronze) with high thermal conductivity necessary to increase engine efficiency [15, 16]. However, the low heat resistance and heat strength of copper alloys limit the service lives of these combustion chambers. This problem needs to be solved in the present-day rocket engineering industry, where space and rocket technologies are reusable.

The service life of a reusable combustion chamber is at least 50 cycles of 170 to 200 seconds [20], and the wall temperature of this combustion chamber may exceed 800 °C regardless of cooling [21]. The load from high internal pressure in the cooling channels, thermomechanical fatigue, and creep may cause damage to these channels [18, 19].

The influence of heat fluxes is reduced, and the service lives of combustion chambers from copper alloys are enhanced by applying thermal barrier coatings (TBC). The most common coatings for gas turbines are composed of three layers: a heat-resistant underlayer from NiCrAlY to ensure the strong adhesion of the thermal barrier coating with the surface, protect this surface at operating temperatures of 900 to 1100 °C, and reduce the difference in the coeffi-

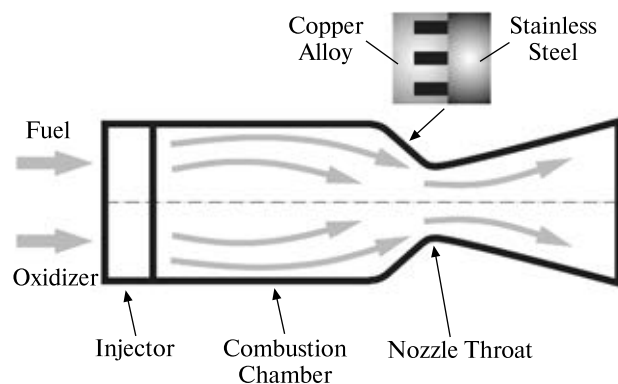


Figure 1. The combustion chamber of a liquid-propellant rocket engine with an internal wall from copper alloy

cients of thermal linear expansion of the metal base and the external ceramic layer; an intermediate layer from Al_2O_3 that adheres the ceramic layer and the heat-resistant underlayer and serves as a barrier for oxygen diffusion to the underlayer; and the external layer from $\text{ZrO}_2 \text{ Y}_2\text{O}_3$. These coatings are applied by electron beam evaporation and plasma spraying under an atmospheric or reduced pressure [7].

Another coating was developed for the Ogbuji rocket engines to protect their combustion chamber walls. It was a CuCr coating from Cu-8%Cr-5%Nb alloy. With a 21 % chromium content, this alloy demonstrated 10 hours of service during tests. In addition, a two-layer coating comprising the external layer of NiCrAlY with a CuCr binding layer on the underlayer from Cu-8%Cr-4%Nb [7].

The analysis of the existing thermal protection coatings for the copper walls of combustion chambers showed that further development efforts are necessary for enhancing the service lives and the performance parameters of chambers. These thermal protection coatings shall have CLTEs similar to that of copper or include binding layers with corresponding CLTEs to reduce thermal stresses in the material. Furthermore, these coatings must perform under the influence of the oxidizer and propellant combustion products, keep their performance parameters within the entire temperature range, and have an affordable price.

Electrophysical techniques of coating application show promise for the protection of metals and alloys, particularly the methods of depositing condensed metals and chemical compounds in a vacuum: thermal evaporation, cathode spraying, magnetron sputtering, reactive electron beam evaporation in plasma, activated reactive evaporation, plasma spraying under ion bombardment (vacuum arc deposition) [17].

All these technologies, except for vacuum arc deposition, are low-energy and, therefore, cannot give the high adhesion of coatings at underlayer temperatures lower than recrystallization temperatures. Electron-ionic installations make it possible to control and adjust the plasma flow energy and, consequently, the underlayer temperature and adhesion within a wide range. However, these installations did not become common in the industry. The primary reason is that these systems are too sophisticated because they use complex electron guns and high voltage (up to 5 kV) [12].

Most of these disadvantages are not the case for the method of vacuum plasma spraying under vacuum bombardment. The principal distinguishing feature of this method is the deposition of a coating under the influence of an electrostatic field and a high-energy plasma flow generated by a vacuum arc. Compared to other methods of coating spraying in a vacuum, the technique of vacuum gas deposition has significant advantages, such as a simple and highly effective process, low power consumption, and the possibility to control the primary process parameters, which makes it possible to adjust the structure and the properties of obtained coatings [12].

The purpose of this work is the development of protective coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr alloys for combustion chambers, applied by vacuum arc deposition with modification by nitrogen to increase hardness and wear resistance.

SELECTING COATING COMPOSITION AND APPLICATION METHOD

The intensity of stress in a coating and the adhesion between a coating and its underlayer depend on the thermal expansion coefficients of the coating and the combustion chamber wall. These coefficients must be similar to avoid coating delamination because of the rapid heating and cooling of the structure. Steels from Fe-Ni-Cr meet this requirement (see Table 1).

Cyclic variation in temperature has also a significant influence on the heat resistance of materials and alloys [9]. In multi-phase alloys, regularly repeated cycles of heating and cooling may cause phase recrystallization and separation of secondary phases, which results in the occurrence of internal stress. Therefore, the alloys with no phase and structural transformations within the operating temperature range have the best properties.

Table 1. Thermal expansion coefficients of materials

Material	Thermal expansion coefficient ($10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$) at different temperatures ($^\circ\text{C}$)		
	20	600	800
Copper [23]	17	18	20
Bronze [23]	19	—	—
Steel 12X18H10T [23]	17.0	18.2	18.9
Nichrome		~14	

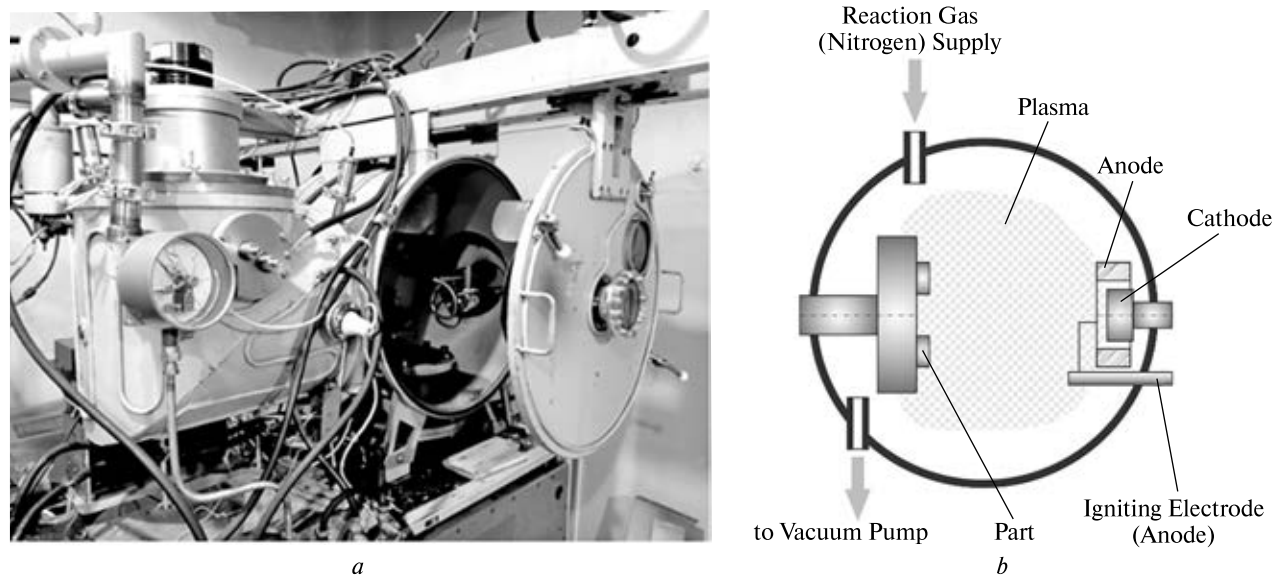


Figure 2. Vacuum arc deposition installation (a) and profile (b)

Table 2. Conditions of ionic cleaning for the surfaces of samples

Cathode material	Pressure in the chamber [Pa]	Duration [min]	Cathode arc current [A]	Cathode arc voltage [V]	Sample bias voltage [V]
12X18H10T	4×10^{-3}	2.0–2.5	70–80	28	600–900
XH78T	1×10^{-2}	1.1–2.7	50	27	600–800

Austenitic steels such as 12X18H9 are single-phase at temperatures of up to 600 °C and can operate in medium-aggressive environments at these temperatures [23]. The heat resistance of these steels is reached mainly by dissolving alloying elements in iron [9]. However, the phase composition and the internal structure of coatings applied from these steels by vacuum arc deposition will differ from the phase composition and the internal structure of stainless steel produced by a traditional metallurgical method. Therefore, a thorough investigation is necessary concerning the temperature and concentration limits for the separation and dissolution of the α -phase and carbides in vacuum-arc coatings from stainless steel.

It may be sensible to make heat-resistant coatings from Ni-Cr alloys with a 22 percentage of chromium maximum and the highest operating temperature of 1200 °C. This can be seen from the phase equilibrium diagram of a Ni-Cr system [22], showing that the Ni-Cr alloy with the specified chromium content remains a solid solution at temperatures of up to 1250 °C.

Although the thermal expansion coefficient of nichrome is 20–23 % lower than that of bronze, the high energy of ions and ionic cleaning directly before coating application give a sufficient adhesion of the coating with the underlayer in a vacuum arc deposition process [3]. When a high negative potential is applied to the underlayer, the surface is dispersed by the bombarding ions from cathode material plasma. Such cleaning and activation of the underlayer's surface enables the highest adhesion between the underlayer and the applied coating compared to other methods [2].

The surfaces of the samples were prepared by grinding with sandpaper with a grain size of P240, etching with a 5 % solution of nitric acid for one minute, and ionic cleaning in a vacuum chamber in the conditions specified in Table 2.

Coatings were applied in a vacuum arc deposition installation built on the basis of a vacuum station YBH-75 (Figure 2) with the oil backing vacuum pump replaced with an oil-free spiral pump, and the high-vacuum oil-vapor pump substituted with a tur-

bomolecular one. Furthermore, the installation was outfitted with electric-arc metal evaporators.

The following primary parameters have the greatest influence on the structure and properties of coatings [4, 6, 10, 14]: arc current, underlayer temperature, and reactive gas pressure in the chamber.

Experimental coatings from steel 12X18H10T and nichrome XH78T were applied by vacuum arc deposition on the surfaces of Cu-Cr-Zr bronze samples that simulated the material of a wall of a combustion chamber in a liquid-propellant rocket engine in the conditions specified in Table 3.

The temperatures of samples during coating application were limited by the recrystallization initiation temperature of Cu-Cr-Zr bronze (550 °C) and reached 490 ± 30 °C.

Heat-resistant coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr for combustion chambers were applied by vacuum arc deposition from nichrome XH78T and steel 12X18H10T with the chemical compositions specified in Table 4 [11]. The distances from the cathode to a sample were 130–140 mm when coatings from nichrome XH78T were applied and 120 mm for coatings from steel 12X18H10T.

The coating thickness was measured by the gravimetric and metallographic methods.

The metallographic tests of the obtained samples were done using a MIM-10 microscope. The micro-

hardness of the coatings was measured for the transverse microsections using a microhardness gauge PMT-3 and a load of 100 g.

The microstructure of coating samples was determined by the electrolytic etching in an Electro-P installation using a 10 % solution of oxalic acid.

EXPERIMENT RESULTS

The relation between the structure and properties of Ni-Cr and Fe-Ni-Cr coatings and the pressure of reactive gas (nitrogen) in a chamber was analyzed in this work.

The microstructure investigations of heat-resistant protective coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr in different conditions of vacuum arc deposition showed that all the coatings were composed of a matrix of condensed substance and inclusions of the droplet phase (Figure 3), which corresponds to their known composition [1, 5]. Coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr have general relations between the generated structure and the pressure of reactive gas (nitrogen) in a chamber. The coating surface relief corresponds to the underlayer relief and defines the appearance of the formed crystals. When no nitrogen is used, the correspondence between the coating and underlayer surfaces decreases as the coating thickness increases. Coatings with the minimum roughness are formed in this way. The influence of the underlayer's relief on the orientation of the coating surface's relief is de-

Table 3. Conditions of the vacuum arc deposition of coatings

Sample No.	Coating	Chamber pressure [Pa]	Nitrogen supply	Duration [min]	Cathode arc current [A]	Cathode arc voltage [V]	Sample temperature [°C]	Coating thickness [micron]
1	XH78T	0.004	—	145	54	28	500–460	217
4	XH78T	0.13	min	180	55	30	500–360	228
5	XH78T	0.67	mid	180	55	28	480–330	184
3	XH78T	1.3	max	180	55	27	400–320	212
9	12X18H10T	0.01	—	90	82	31	520–480	245
12	12X18H10T	0.067	min	90	82	32	520–460	201
10	12X18H10T	0.13	mid	90	82	32	520–480	243
11	12X18H10T	0.67	max	90	82	29	520–460	201

Table 4. Chemical compositions of cathodes used in the experiments

Material	Ni	Cr	Ti	Mn	Fe	C	Si	P	S
XH78T	base	19–22	0.15–0.35	≤ 0.7	≤ 1.0	≤ 0.12	≤ 0.8	≤ 0.015	≤ 0.010
12X18H10T	9–11	17–19	5C–0.8	≤ 2.0	base	≤ 0.12	≤ 0.8	≤ 0.035	≤ 0.020

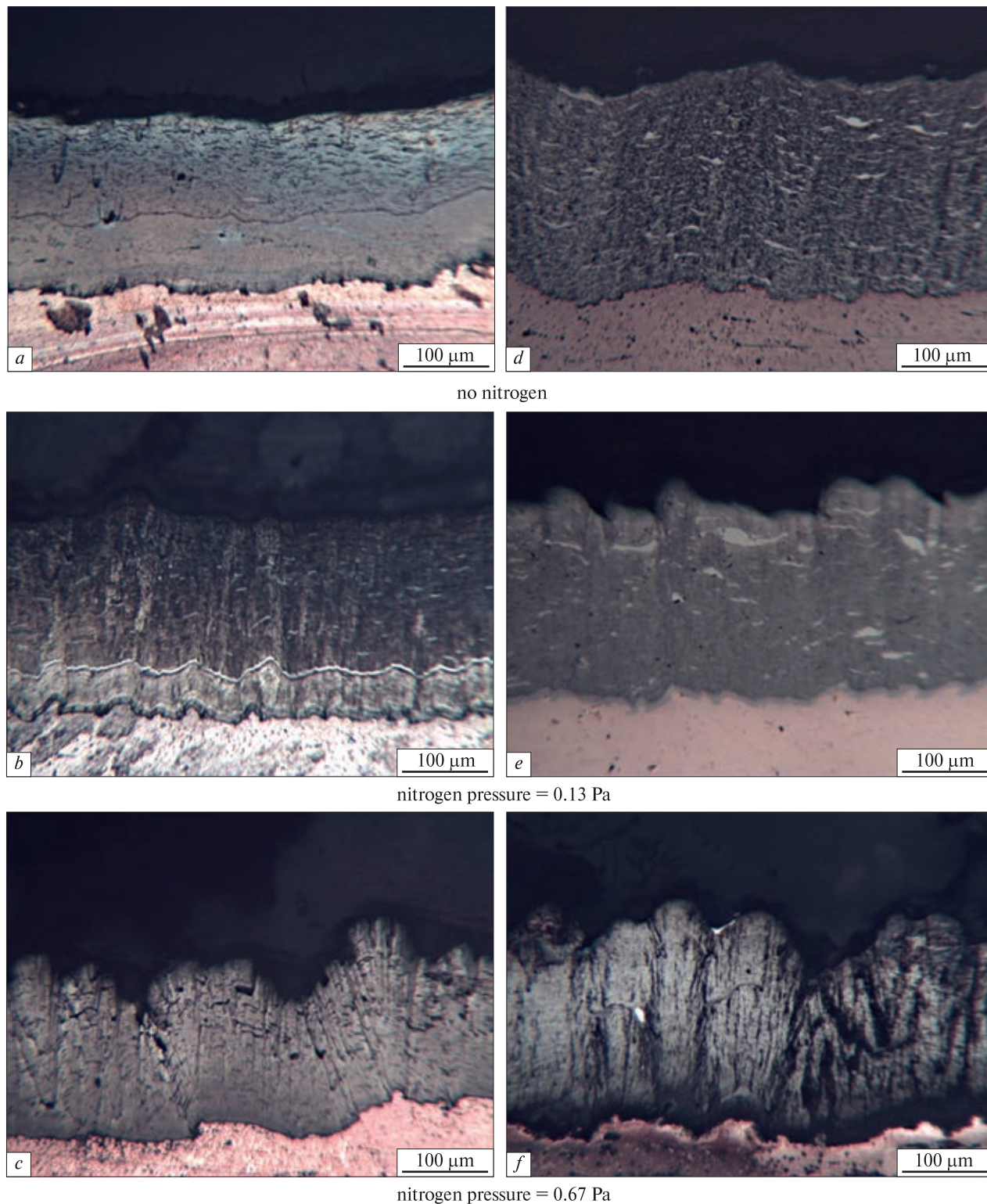


Figure 3. Typical structures of coatings depending on nitrogen pressure in a chamber: *a, b, c* — a coating from Ni-Cr; *d, e, f* — a coating from Fe-Ni-Cr

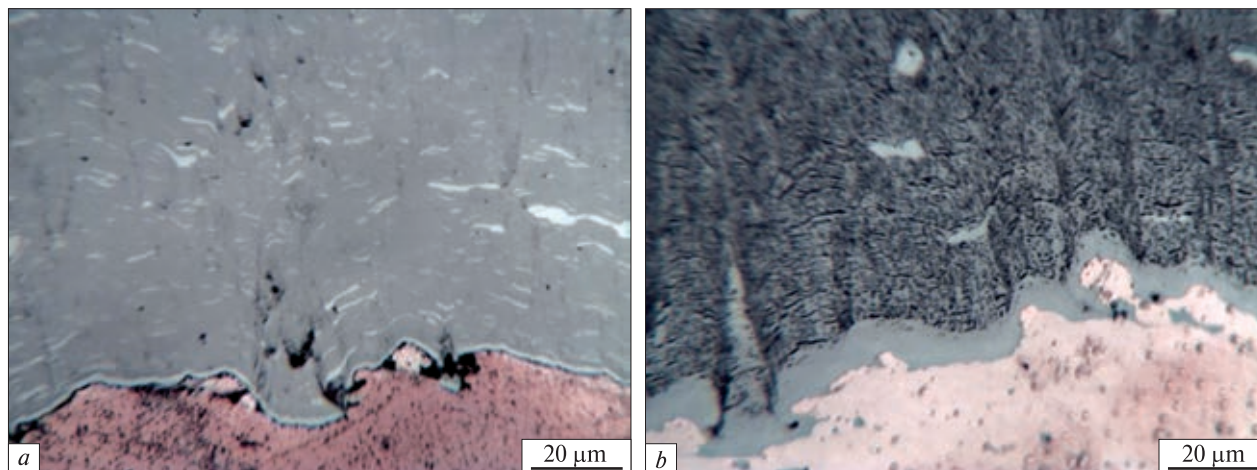


Figure 4. A coating's structure in the boundary with a bronze underlayer: *a* — Ni-Cr (5×10^{-3} torr), *b* — Fe-Ni-Cr (1×10^{-3} torr)

finied by the number and the shapes of the crystal origins and the specificity of crystal growth and interaction, which depends on the chemical composition of the coating. The primary consequence of this is the different roughness and continuity of coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr (Figure 3).

When nitrogen is not used, it gives the maximum diffusion mobility of atoms and coating formation in the conditions of the best crystal fusion and the minimum quantity of pores. Pores occur because of the effect of pore wedging-out, i.e., gradual thinning and stop of crystal formation because of the hindrance to growth formed by the surfaces of the crystals growing nearby (Figure 3, *a, d*). Increasing the pressure by supplying nitrogen results in weaker diffusion mobility of atoms, the separated growth of crystals, worse conditions of growth for the crystal surfaces, and greater volume alteration. This effect of nitrogen is more common for coatings from Ni-Cr than Fe-Ni-Cr (Figure 3). For relatively high pressure (0.67 Pa), the structures of Ni-Cr and Fe-Ni-Cr coatings are composed of columnar crystallites separated by large pores (Figure 3, *c, f*).

An intermediate layer is observed along the boundary between the primary structure and the underlayer in almost all coatings (Figure 4). In the initial phase of coating application by ion plasma spraying, the underlayer's surface is cleaned by ion bombardment that eliminates gases and heats the surface. During surface bombardment, the diffusion processes inten-

sify between the ions in the surface and the coating. Interaction between the underlayer material being sprayed and the depositing atoms produces intermediate layers, the properties of which differ from those of a coating applied without ion bombardment [13].

The microstructure investigation showed that, besides the amount of nitrogen being in direct proportion to its pressure in a vacuum chamber, the structures of the studied coatings depend also on the chemical composition of the cathode material (nichrome or stainless steel).

In Ni-Cr coatings, the droplet phase inclusions are more dispersed than in Fe-Ni-Cr coatings. This regularity is held for both zero and any nitrogen amounts. Increasing the content of nitrogen for both coating systems results in a smaller amount of such inclusions.

Therefore, the microstructure analysis of the investigated vacuum-arc coatings with different amounts of reactive gas (nitrogen) in a deposition chamber showed that two phases are present: a matrix and the droplets of various dimensions and shapes dispersed in that matrix. When the nitrogen pressure rises, the diffusion mobility of atoms decreases, which results in the formation of coarse-crystal, porous-columnar structures of coatings with high porosity, a varying volume, and a rough surface.

The influence of nitrogen in a chamber on coating strength was estimated by coating microhardness. Figure 5 shows a graph of the relation between the

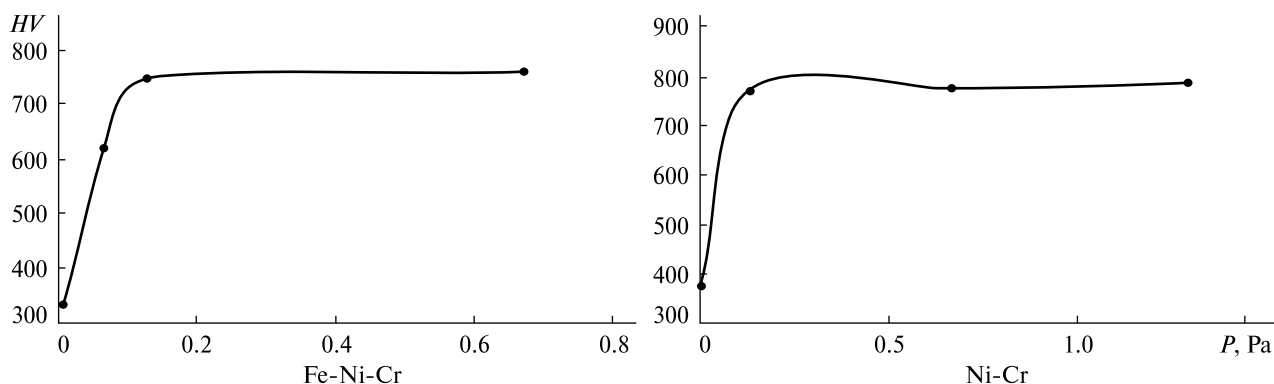


Figure 5. Microhardness of experimental coatings versus nitrogen pressure

microhardness of Ni-Cr and Fe-Ni-Cr coatings and the nitrogen pressure. The microhardness of Cu-Cr-Zr bronze before coating application is 160 HV and does not change within the investigated range of pressure in a chamber. Applying coatings from Fe-Ni-Cr without nitrogen makes it possible to increase the surface microhardness more than twice, up to 329 HV and 374 HV for coatings from Ni-Cr alloy. Supplying nitrogen at a pressure of 0.13 Pa gives a higher coating microhardness for both alloy systems, and further pressure gain has almost zero influence on microhardness. The reason may be in the occurrence of two competing processes: strength increase by nitrogenizing, which gives new strengthening phases, and the worsening of coating properties when the structure of condensates changes, i.e., the transition from a dense columnar structure with no space between the fused columns to a porous columnar structure composed of columnar grains with sharp peaks, separated by pores or cavities.

Nitrogenizing increases microhardness to 759 HV for Fe-Ni-Cr coatings and 785 HV for Ni-Cr coatings, i. e., roughly twice.

The relation between microhardness and nitrogen pressure in a chamber is similar for both coating systems. It is defined by structural alterations in the material. Both coating systems have similar microhardness within the entire range of the investigated parameters.

For the combustion chamber of a rocket engine, coatings from Ni-Cr demonstrate a better combination of properties compared to coatings from Fe-Ni-Cr. The structure of a Ni-Cr coating is more uniform, with no intermediate layer inside the coating

(Figure 3, *a, b*), and less prone to the formation of a columnar structure compared to a Fe-Ni-Cr coating at the same pressure in a vacuum chamber. Furthermore, the chemical composition of a Ni-Cr coating gives a higher limit of thermal loads.

A good coating from Ni-Cr with nitrogen strengthening is deposited as long as a uniform structure is produced until the occurrence of columnar macrocrystals. From the results of the experiments, a nitrogen pressure of up to 0.13 Pa can give this result.

The critical parameters of coatings for the combustion chamber walls in rocket engines are the resistance to oxidizing environments and the cost of initial materials. Naturally, nickel-chromium alloys with 80 % Ni are one of the most heat-resistant industrial materials with maximum operating temperatures of up to 1200 °C, surpassing heat-resistant steels by this parameter. However, the cost of nichrome is high, making coatings from Fe-Ni-Cr more attractive, providing that their heat resistance is adequate for the application temperatures. Therefore, it is sensible to investigate both Ni-Cr and Fe-Ni-Cr coatings further to develop a deposition technique that can give the necessary level of performance parameters.

The results of this work point out that the investigated systems are effective for making coatings with the possibility of adjusting their structures and properties by controlling process parameters.

CONCLUSIONS

1. Protective coatings from Ni-Cr and Fe-Ni-Cr show promise and may be used in the combustion chambers of reusable rocket engines. The method

of vacuum arc deposition for applying these coatings ensures their outstanding quality.

2. It was found from the results of the conducted investigations that vacuum arc deposition at a cathode arc current of 55 A for Ni-Cr and 82 A for Fe-Ni-Cr coatings, a cathode arc voltage of 28 to 32 V, an underlayer temperature of 490 ± 30 °C, and no nitrogen in the chamber gives coatings with no apparent orientation of crystallites and a microhardness reaching 330 to 374 HV.

3. When a reactive gas (nitrogen) is supplied to the chamber during coating deposition, the structure of a

coating changes: crystallite orientation occurs, a columnar structure is formed, and nitrogen atoms are included in the crystal lattice of the coating material, which results in a coating microhardness increase to 759–785 HV.

4. Nitrogen pressure control makes it possible to adjust the structure and properties of a coating during deposition. It was discovered that a nitrogen pressure of 0.13 Pa gives the optimum combination of a coating's strength and continuous structure with no pores and apparent columnar crystallites.

REFERENCES

1. Andreev A. A. (2009). *Physico-technological foundations of vacuum-arc hardening of surfaces*: abstract for the scientific degree of Doctor of Technical Sciences. Kharkiv: IERT NAS of Ukraine, 28 p. [In Russian].
2. Andreev A. A., Sablev L. P., Grigoriev S. N. (2010). *Vacuum arc coatings*. Kharkiv: NSC “KIPT”, 318 p. [In Russian].
3. Andreev A. A., Sablev L. P., Shulaev V. M., Grigoriev S. N. (2005). *Vacuum-arc devices and coatings*. Kharkiv: NSC “KIPT”, 236 p. [In Russian].
4. Azarenkov N. A., Sobol O. V., Pogrebnyak A. D., Beresnev V. M. (2011). *Engineering of vacuum-plasma coatings: monograph*. Kharkiv: KhNU named after V. N. Karazin, 343 p. [In Russian].
5. Bilyk I. I., Rudenkyi S. O. (2023). *The technology of applying coatings and their power*. Kyiv: KPI named after Igor Sikorsky, art. 50. [In Ukrainian].
6. Eremin E. N., Yurov V. M., Laurynas V. Ch., Syzdykova A. Sh. (2019). The influence of technological parameters for applying multi-element ion plasma coatings on their quality. Omsk scientific journal. *Mechanical Engineering and Mechanical science*, № 4 (166), 9–13 [In Russian].
7. Fiedler T., Fedorova T., Rösler J., Bäker M. (2014). Design of a Nickel-Based Bond-Coat Alloy for Thermal Barrier Coatings on Copper Substrates. *Metals*, **4**(4), 503–518. DOI: 10.3390/met4040503
8. Gahun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A., Kurpatenkov V. D. (1989). *Construction and design of liquid-propellant rocket engines*. M.: Mechanical Engineering, 420 p. [In Russian].
9. Goldshtein M. I., Grachev S. V., Veksler Yu. G. (1985). *Special steels*. Textbook for universities. M.: Metallurgy, 408 p. [In Russian].
10. Golizadeh M., Mendez M. F., Kolozsvári S., Anders A., Franz R. (2021). Cathode spot behavior in nitrogen and oxygen gaseous atmospheres and concomitant cathode surface modifications. *Surface & Coatings Technology*, **421**. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2021.127441.
11. GOST 5632-72 “High-alloy steels and corrosion-resistant, heat-resistant and heat-resistant alloys. Steel grades”
12. Hasii O. B. (2018). Development of technology for vacuum ion-plasma filing and direct improvement. *Sci. bull. NLTU of Ukraine*, **28**, № 10 [In Ukrainian].
13. Karimi Aghda S., Music D., Unutulmazsoy Y., Sua H. H., Mráz S., Hans M., Primetzhofer D., Anders A., Schneider J. M. (2021). Unraveling the ion-energy-dependent structure evolution and its implications for the elastic properties of (V, Al)N thin films. *Acta Materialia*, **214**(3), 117003. DOI: 10.1016/j.actamat.2021.117003.
14. Khoroshikh V. M. (2004). Droplet phase of cathode erosion of a stationary vacuum arc. *Phys. surface engineering*, **2**, № 4, 200–213 [In Russian].
15. Lewis J. R. (1975). *Materials and Processes for Space Shuttle's Engines*. Metal Progress, American Society for Materials.
16. *Liquid rocket engines*. URL: <http://www.lpre.de/index.htm> (Last accessed 09/07/2023).
17. Movchan B. A., Malashenko I. S. (1983). *Heat-resistant coatings deposited in vacuum*. K.: Naukova Dumka, 232 p. [In Russian].
18. Ogbuji L. (2005). A tabletop technique for assessing the blanching resistance of Cu alloys. *Oxidation of Metals*, **63**(5), 383–399. DOI: 10.1007/s11085-005-4393-2.
19. Riccius J., Haidn O., Zametaev E. (2004). *Influence of Time-Dependent Effects on the Estimated Life Time of Liquid Rocket Combustion Chamber Walls*. Proc. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit; AIAA: Fort Lauderdale, FL, USA.
20. *Rocketdyne F-1 Manuals*. URL: <https://archive.org/details/rocketdyne-f-1-manuals> (Last accessed: 06.09.24).

21. Schloesser J., Kowolik D., Bäker M., Rösler J., Horst P. (2011). *Thermal Barrier Coatings in Rocket Engines-A Multiscale Simulation and Development Approach*. Sonderforschungsbereich / Transregio 40-Annual Report 2011; SFB/TRR 40: Garching, Germany, 207–219.
22. Simpson M. A., Smith T. F. (1982). *Aust. J. Phys.*, **35**, 307–319. Phase Diagrams of Binary Nickel Alloys, 1991. Complete evaluation contains 4 figures, 4 tables, and 128 references.
23. Sorokin V. G., Volosnikova A. V., Viatkin S. A., et al. (1989). *Brand of steels and alloys*. M.: Mechanical Engineering, 640 p. [In Russian].

Стаття надійшла до редакції 02.07.2024

Після доопрацювання 06.09.2024

Прийнято до друку 06.09.2024

Received 02.07.2024

Revised 06.09.2024

Accepted 06.09.2024

V. M. Nadtoka¹, нач. відділу, канд. техн. наук

ORCID: 0000-0002-9653-5127

E-mail: info@yuzhnoye.com

I. O. Husarova¹, пров. наук. співроб., д-р техн. наук

ORCID: 0000-0002-2790-7564

E-mail: info@yuzhnoye.com

M. V. Kraiev¹, заст. нач. відділу, канд. техн. наук

ORCID: 0000-0001-7610-6934

E-mail: info@yuzhnoye.com

A. Yu. Borysenko^{1,2}, пров. наук. співроб., д-р техн. наук

ORCID: 0000-0003-2120-0944

E-mail: info@yuzhnoye.com

D. M. Bondar¹, нач. сектору, аспірант

ORCID: 0009-0008-7102-9050

E-mail: info@yuzhnoye.com

G. G. Osinovyv¹, нач. відділу, PhD

ORCID: 0000-0002-6305-7835

E-mail: info@yuzhnoye.com

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

² Інститут чорної металургії ім. З. І. Некрасова Національної академії наук України

пл. Академіка Стародубова 1, Дніпро, Україна, 49107

ВАКУУМНО-ДУГОВІ ПОКРИТТЯ ДЛЯ КАМЕР ЗГОРЯННЯ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

Досліджено захисні жаростійкі покриття на основі сплавів Ni-Cr, Fe-Ni-Cr, що отримано вакуумно-дуговим осадженням з використанням катодів зі сплавів ніхром ХН78Т і сталь 12Х18Н10Т. Мікроструктурний аналіз досліджуваних вакуумно-дугових покриттів за різного вмісту реакційного газу азоту в камері осадження показав наявність двох фаз — матриці з розподіленими в ній частинками краплинної фази різного розміру і форми. При вакуумно-дуговому осадженні покриттів на основі Ni-Cr та Fe-Ni-Cr при струмі дугового розряду на катоді — 55 А для Ni-Cr, 82 А для Fe-Ni-Cr, напрузі горіння дуги на катоді 28–32 В та температурі підкладки 490 ± 30 °С за відсутності азоту отримують покриття, структура яких не має вираженої орієнтації кристалітів, мікротвердість дорівнює 330–374 НВ. При підвищенні тиску азоту дифузійна рухливість атомів зменшується, що призводить до формування грубокристалічної «пористо-колончастої» структури покриттів з високою пористістю, несучільністю в об'ємі та шорсткістю поверхні. Вплив тиску реакційного газу азоту в камері на характеристики міцності покриттів оцінювали по їх мікротвердості. Додавання азоту до тиску до 0.13 Па призводить до підвищення мікротвердості обох покриттів, подальше збільшення тиску майже не впливає на мікротвердість. Встановлено, що тиск азоту до 0.13 Па забезпечує оптимальне поєднання міцності та суцільної структури покриттів без утворення пор та виражених стовпчастих кристалітів. Жаростійкі сплави Ni-Cr з 80 % Ni є одними із найбільш жаростійких промислових матеріалів з максимальною робочою температурою 1200 °С, однак їх вартість досить висока, що підвищує привабливість використання Fe-Ni-Cr за умови достатньої жаростійкості в робочому діапазоні температур. Тому доцільно проводити подальше дослідження як Ni-Cr, так Fe-Ni-Cr покриттів для розробки технології осадження, що забезпечить необхідний рівень функціональних параметрів. Регулювання тиску азоту дозволяє керувати структурою та властивостями покриття під час їх осадження.

Ключові слова: жаростійкі покриття на основі сплавів Ni-Cr, Fe-Ni-Cr, мікроструктура, мікротвердість.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.029>
УДК 621.438

О. Я. КАЧАН, д-р техн. наук, проф.

ORCID 0009-0007-5897-8633

E-mail: kachantad@gmail.com

С. О. УЛАНОВ, д-р філософії

ORCID 0000-0003-0418-8971

E-mail: ulanov@zr.edu.ua

Національний університет «Запорізька політехніка»
вул. Жуковського 64, Запоріжжя, Україна, 69063

МОДЕЛЬ ПРОЦЕСУ ОБРОБКИ КРОМОК ДЕТАЛЕЙ АВІАКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ ВІЛЬНИМ АБРАЗИВОМ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ПОВІТРЯНИХ СТРУМЕНІВ

Виконано теоретичні дослідження запропонованої моделі процесу обробки поверхонь кромки деталей вільним абразивним зерном, яке перебуває у псевдозрідженому стані у повітряному струмені. Розроблялись моделі процесу і визначались його параметри, що забезпечували б високий рівень якості обробки. Вихідними рівняннями були відомі залежності для динамічного тиску повітряних струменів, що натікають на перешкоду, а також зміна параметрів плоских струменів на шляху їхнього розширення від зрізу сопла до оброблюваної поверхні. При цьому розглядалася схема розширення плоского струменя, що витікає із сопла й залежності для визначення її основних параметрів.

Розроблено модель процесу обробки поверхонь кромки деталей вільним абразивом. Відповідно до запропонованої моделі обробка поверхні кромки деталі відбувається при дії повітряного струменя на абразивне середовище, що перебуває у псевдозрідженому стані. При цьому вісь симетрії повітряного струменя спрямовано по бісектрисі кута грані кромки деталі. При витіканні із сопла повітряний струмінь розширюється симетрично до її осі. Аналітичні дослідження запропонованої моделі процесу обробки поверхонь кромки деталей дозволили встановити основні закономірності й визначити основні параметри процесу обробки. На основі розробленої моделі й отриманих закономірностей процесу обробки кромки деталей вільним абразивом, який перебуває в псевдозрідженому стані, встановлено технологічні особливості обробки поверхонь кромки деталей, що забезпечують високий рівень параметрів якості.

Ключові слова: модель процесу обробки, повітряний струмінь, вільний абразив, псевдозріджений стан, поверхня кромки, деталь.

Цитування: Качан О. Я., Уланов С. О. Модель процесу обробки кромки деталей авіакосмічної техніки вільним абразивом із застосуванням повітряних струменів. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5 (150). С. 29–35. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.029>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Основною тенденцією сучасного авіадвигунобудування є підвищення надійності й ресурсу деталей авіаційних газотурбінних двигунів у процесі їхнього виробництва. Застосування прогресивних технологічних методів забезпечує підвищення якості обробки несівних поверхонь найбільш відповідальних деталей авіаційних газотурбінних двигунів, що впливає на їхню надійність і ресурс у процесі експлуатації.

Широке поширення в авіадвигунобудуванні отримав метод обробки в псевдозрідженому шарі абразиву дисків, зварних барабанів, кілець та інших деталей як без застосування повітряних сопел, так і з їхнім застосуванням.

Сутність обробки дисків компресора полягає в тому, що в робочій камері установки за допомогою потоку повітря, що подається через пористі грати під шар абразиву, створюють «киплячий» шар абразиву, який перебуває в псевдозрідженому стані. Він має малу в'язкість і високу текучість.

У псевдозріджений шар абразиву поміщають диск і надають обертання навколо його осі з високою швидкістю (порядку $V_{\text{дет}} = 15...30$ м/с). Відбувається знімання матеріалу з високою інтенсивністю (приблизно 2...4 мкм/хв) за рахунок взаємодії оброблюваних поверхонь із абразивними частками.

АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Аналіз пошкоджень і руйнувань дисків, валів, лопаток авіаційних двигунів у процесі експлуатації показав, що основною їхньою причиною є зменшення опору втомності [6]. У роботі [1] показано можливість підвищення опору втомності дисків компресора газотурбінних двигунів (ГТД) за рахунок застосування прогресивних технологічних методів. У роботі [9] досліджувався вплив методів фінішної обробки пазів дисків компресора на їхню витривалість у діапазоні робочих температур. Результати досліджень дозволили встановити основні закономірності витривалості ободної частини дисків компресора високого тиску зі сплаву ЕИ 698-ВД у робочому діапазоні температур і оцінити вплив технологічних методів на їхню несівну здатність.

У роботі [2] показано вплив комбінованих обробно-зміцнювальних методів обробки на несівну здатність дисків компресора. Установлено, що основним критерієм несівної здатності дисків компресора є опір втомному руйнуванню міжпазових виступів як основному виду пошкоджуваності даної деталі, які істотно залежать від стану поверхневого шару.

У роботі [3] виконано дослідження впливу поверхнево-пластичного деформування сталевими мікрокульками на підвищення опору втомності дисків компресора ГТД. Установлено, що зміцнювальна обробка дисків компресора низького тиску мікрокульками підвищує межу витривалості та зменшує чутливість до концентрації напруг.

Вплив концентраторів напруг на опір втомності дисків ГТД показано в роботі [8]. Обідна частина дисків через наявність пазів «ластівчин хвіст», гострих кутів, міжпазових виступів, усіляких радіусних сполучень, кромek, що визначає високий рівень концентрації напруг, а також залежність опору втомності деталі від концентраторів напруг.

Для підвищення продуктивності на фінішних операціях дисків компресора й зварних барабанів отримала поширення обробка у псевдозрідженому абразиві із застосуванням повітряних струменів [5, 7]. Обробка зварних барабанів псевдозрідженим абразивом із застосуванням повітряних струменів підвищує їхню довговічність у 2.2 раза.

Мета роботи: розробити модель процесу обробки поверхонь кромek деталей у псевдозрідженому шарі абразиву із застосуванням повітряних струменів для визначення основних параметрів процесу обробки.

Методи дослідження. Проводилися теоретичні дослідження запропонованої моделі процесу обробки поверхонь кромek деталей вільним абразивним зерном, що перебуває в псевдозрідженому стані, із застосуванням повітряних струменів.

У процесі дослідження вихідними рівняннями були відомі залежності для динамічного тиску, повітряних струменів що натікають на перешкоду, а також зміна параметрів плоских струменів на шляху їхнього розширення від зрізу сопла до

оброблюваної поверхні. При цьому розглядалася схема розширення, витікаючого із сопла плоского струменя й залежності для визначення її основних параметрів.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Експериментальні дослідження впливу схем обробки та технологічних умов проводилися на зразках — дисках діаметром 145 мм і товщиною 8 мм, виготовлених з алюмінієвого сплаву Д1Т, а також на натурних деталях — типових представниках дисків компресорів, виготовлених зі сплавів ВТЗ-1, ВТ9 та ЭИ698-ВД. Використовувалися дослідно-промислові установки моделі АПС-600А із застосуванням стандартного шліфувального зерна карбіду кремнію зеленого 63 С і електрокорунду білого 24 А зернистістю № 20, 40, 50, 80 за ДСТУ 3647-71, а також суміші шліфувальних зерен різної зернистості. Контроль розмірів деталей до і після обробки дисків проводився методами та засобами, які застосовуються в серійному виробництві АТ «Мотор Січ».

Диски компресора з титанових і жароміцних сплавів оброблялися шліфзерном 63С25 і сумішшю шліфзерен 63С50 + 63С25 при рівному масовому співвідношенні компонентів у суміші за схемою (рис. 1).

Обробку дисків компресорів з попередньо підготовленими фасками по кромках дна пазів або по всьому контуру пазів обробляють за схемою, відповідно до якої оброблювану деталь 1, частково занурену в шар абразиву 2 на глибину h , обертають навколо горизонтальної осі 3 шпинделя, а на підготовлені на кромках пазів фаски та, при необхідності, і на інші елементи дисків (наприклад, грані виступів, виїмки, кишені і т. п.) спрямовують повітряні струмені із сопел 5, розміщених у шарі або струмені абразиву з ежекторних сопел 6, встановлених поза шаром абразиву (рис. 1). Сопла встановлюють на відстані l від оброблюваних поверхонь або кромки і під кутом установки α (рис. 1).

За рахунок реверсного обертання до задирки прикладається знакозмінне навантаження, що створює схему руйнування від втоми, причому збільшення частоти реверсування збільшує швидкість його руйнування.

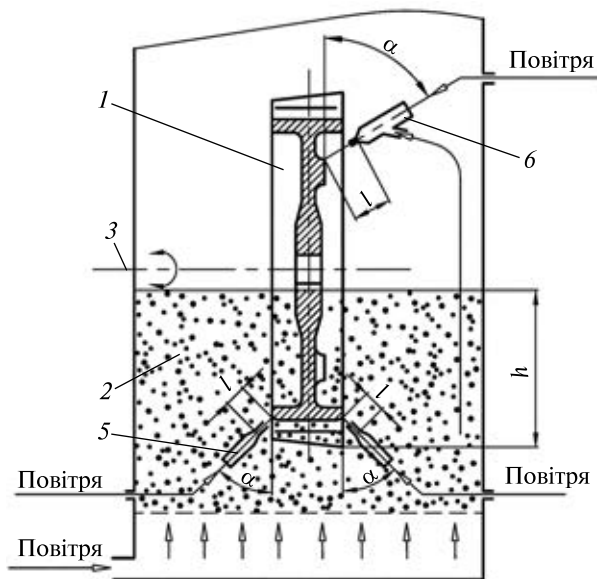


Рис. 1. Схема обробки дисків компресора в псевдозрідженому шарі абразиву з повітряними соплами

Обробка дисків IV ступеня КНТ, III і V ступенів КВТ у суміші 63С50 + 63С25 дозволила скоротити час їхньої обробки до 6...8 хв, тобто в 1.5 раза порівняно з обробкою зерном 63С25. Час обробки диска VI ступеня КВТ з матеріалу ЭИ698-ВД становив 40 хв при обробці зерном 63С25 і 24 хв при обробці в суміші 63С50 + 63С25. Обробка цього ж диска в суміші 63С50 + 63С25 із накладенням на деталь вібрацій із частотою 20...55 Гц і амплітудою 2...3 мм за схемою скоротило час обробки до 16 хв. При збільшенні розміру зерна від 200 до 800 мкм знімання металу з суцільних поверхонь збільшилось у 1.8...2.5 раза.

Радіуси скруглення кромки по контуру паза становлять 0.2...0.3 мм, крім денця, де радіус заокруглення кромки становить близько 0.1 мм при необхідному 0.4...0.6 мм, що вимагає попередньої ручної обробки цих місць. Одночасно з округленням кромки забезпечується полірування полотна до шорсткості $Ra = 0.63$ мкм (вихідна шорсткість $Ra = 1.25...2.5$ мкм) на титанових дисках і $Ra = 1.25$ мкм (вихідна шорсткість $Ra = 2.5$ мкм) на дисках із жароміцного сплаву, при цьому знімання металу по полотну становить 0.01...0.04 мм.

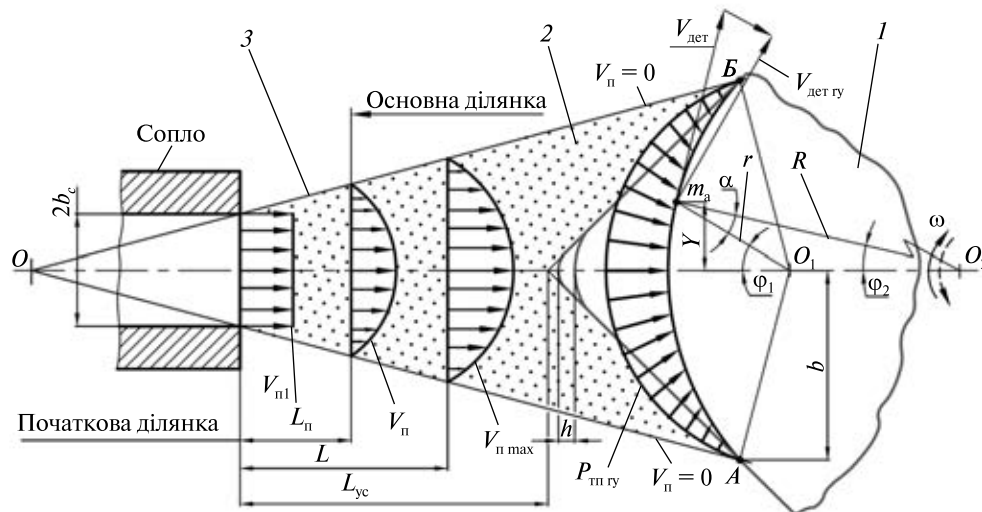


Рис. 2. Модель процесу обробки кромки деталі вільним абразивом із застосуванням повітряного струменя

Необхідно відзначити, що у процесі обробки відбувається розмивання фасок отворів, розташованих на полотні. З огляду на це отвори повинні бути або захищені технологічно, або фаски отворів повинні бути зняті після обробки в киячому шарі.

За результатами експериментальних випробувань дисків I ступеня КНТ із титанового сплаву ВТЗ-1 виходить, що сполучення збільшення радіуса викружки з наступною обробкою у ПША підвищує довговічність до появи тріщини в 6 разів, а живучість диска з тріщиною — у 5.5 раза.

Модель процесу обробки поверхні кромки деталі вільним абразивом, який перебуває у псевдозрідженому стані, із застосуванням повітряних струменів представлено на рис. 1. Обробка поверхні кромки деталі I виконувалась при впливі на абразивне середовище 2, яке перебуває у псевдозрідженому стані, повітряним струменем 3. При цьому вісь симетрії $O - O_1$ повітряного струменя 3 спрямовано по бісектрисі кута грані кромки деталі I (рис. 2). При витіканні із сопла повітряний струмінь розширюється симетрично до осі $O - O_1$, як показано на рис. 2. На зрізі сопла швидкість повітря V_{n1} постійна і спрямована уздовж осі $O - O_1$. На початковій ділянці L_n повітряного струменя еюра швидкостей повітря змінна з максимальним значенням швидкості V_n на осі $O - O_1$

і дорівнює нулеві на границях її розширення. На основній ділянці L повітряного струменя еюра швидкостей змінюється, при цьому швидкість повітря збільшується. На границях розширення повітряного струменя вона також дорівнює нулю, а на осі $O - O_1$ — максимальна V_n max (рис. 2). При обтіканні повітряним струменем грані кромки деталі I на її поверхню діє динамічний тиск, еюра якого показана на рис. 2.

Розподіл динамічного тиску нерівномірний з максимумом на осі $O - O_1$ і дорівнює нулеві в точках A і B поверхні кромки деталі I. Динамічний тиск повітряного струменя в точках поверхні з координатою Y визначається за формулою

$$P_{тп Y} = \rho_n \frac{V_{ny}^2}{2}, \quad (1)$$

де ρ_n — щільність повітря, V_{ny} — швидкість повітряного струменя в заданій точці поверхні кромки, що описується координатою Y . Величина динамічного тиску повітряного струменя, що діє перпендикулярно до оброблюваної поверхні r у точці з координатою Y (рис. 3), визначається за формулою

$$P_{тп rY} = P_{тп Y} \cdot \cos\phi_1, \quad (2)$$

де $\phi_1 = \arcsin(Y/r)$ — кут, утворений між віссю $O - O_1$ і радіусом r , проведеним із центра O_1 до поточної точки Y поверхні кромки. Одночасно

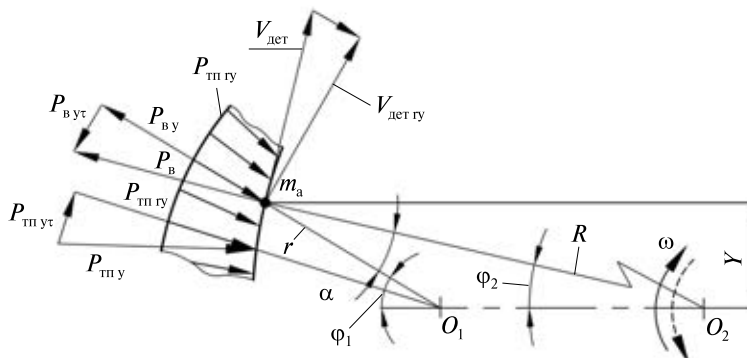


Рис. 3. Кінематична схема обробки абразивною часткою поверхні кромки деталі

на абразивну частку масою m_a , що перебуває в точці поверхні з координатою Y , діє відцентрова сила $P_{в\ y}$ (див. рис. 3):

$$P_{в\ y} = P_{в} \cdot \cos \alpha,$$

де $P_{в} = m_a \cdot V_{дет}^2 / R$ — відцентрова сила, що діє на абразивну частку m_a при обертанні деталі, R — радіус обертання деталі навколо центра O_2 , $V_{дет}$ — лінійна швидкість деталі при обробці, $V_{дет} = \omega \cdot R$, ω — частота обертання деталі навколо центра O_2 , $m_a = \rho_3 \cdot \pi d_3^3 / 6$ — маса абразивної частки в точці поверхні кромки з координатою Y , ρ_3 — щільність абразивного зерна, d_3 — діаметр абразивної частки, що перебуває в точці оброблюваної поверхні кромки з координатою Y , $\alpha = \phi_1 - \phi_2$ — кут між радіусами r і R у точці поверхні з координатою Y .

Абразивна частка масою m_a буде здійснювати обробку поверхні кромки в точці з координатою Y за умови

$$P_{тп\ гу} \cdot \pi d_3^2 / 4 - \rho_3 \pi d_3^3 / 6 \cdot V_{дет}^2 / R > P_{тп\ гу\ гр} \cdot \pi d_3^2 / 4, \quad (3)$$

де $P_{тп\ гу\ гр}$ — граничний тиск повітряного струменя, при якому абразивна частка масою m_a , що перебуває на оброблюваній поверхні кромки з координатою Y , здійснює її обробку. Для забезпечення обробки поверхні кромки деталі відповідно до методики [8] потрібно задавати тип сопла (наприклад щілинне), його ширину $2b_c$, відстань L_{yc} до оброблюваної кромки деталі (див. рис. 2). Довжину початкової ділянки $L_{п}$ повітряного струменя визначаємо за формулою

$$L_{п} = 10.3b_c. \quad (4)$$

Безрозмірну довжину \bar{L}_{yc} та півширину повітряного струменя визначаємо за формулами

$$\bar{L}_{yc} = \frac{L_{yc}}{L_{п}}, \quad (5)$$

$$b = b_c \cdot (2.47\bar{L} + 1), \quad (6)$$

де $\bar{L} = L / L_{п}$ — безрозмірна довжина, L — відстань від зрізу сопла. Швидкість повітря $V_{п\ max}$ на осі основної ділянки повітряного струменя (максимальна в даному перерізі) дорівнює

$$\frac{V_{п\ max}}{V_{п1}} = \frac{1}{\sqrt{0.715\bar{L} - 0.285}}. \quad (7)$$

Динамічний тиск $P_{тп\ max}$ на осі основної ділянки повітряного струменя (максимальна в даному перерізі) становить

$$\frac{P_{тп\ max}}{P_{тп1}} = \frac{1}{0.715\bar{L} - 0.285}. \quad (8)$$

Динамічний тиск у перетинах основної ділянки повітряного струменя $P_{тп\ y}$, що перебуває на відстані Y від її осі $O - O_1$, дорівнює

$$\frac{P_{тп\ y}}{P_{тп\ max}} = (1 - \eta^{3/2})^4, \quad (9)$$

де $\eta = Y / b$ — відносна відстань від точки з координатою Y , виражена в частках від її поточної півширини b .

Максимальне значення $P_{тп\ max}$ встановлюють із умови забезпечення максимальної інтенсивності обробки при обмеженні $Ra = 0.4 \dots 0.6$ мкм:

$$\frac{dh}{dt} = K_1 \cdot P_{тп\ max} \cdot V_{дет\ гу} \rightarrow \max, \quad (10)$$

де K_1 — коефіцієнт обробки, $K_1 = 0.2...0.4$, h — розмір лінійного знімання матеріалу (див. рис. 1) у напрямку осі $O - O_1$, t — час обробки (час контакту абразивної частки з поверхнею кромки деталі), Ra — параметр шорсткості оброблюваної поверхні, $V_{дет гу}$ — швидкість деталі в точці поверхні кромки з координатою Y (див. рис. 3), $V_{дет гу} = V_{дет} \cdot \cos\alpha$.

Тиск на зрізі сопла $P_{тп1}$, що відповідає тиску $P_{тп max}$, отриманому з (10), визначаємо за формулою (8):

$$P_{тп1} = P_{тп max} \cdot (0.715\bar{L} - 0.285). \quad (11)$$

Тиск $P_{тп у}$ на абразивну частку в точці поверхні кромки з координатою Y , що забезпечують об-

робку, визначаємо за формулою (9)

$$P_{тп у} = P_{тп max} \cdot (1 - \eta^{3/2})^4. \quad (12)$$

ВИСНОВКИ

1. Розроблено модель процесу обробки поверхонь кромки деталей вільним абразивом, який перебуває у псевдозрідженому стані під дією повітряних струменів.

2. Отримано основні закономірності для визначення параметрів процесу обробки поверхонь кромки вільним абразивом із застосуванням повітряних струменів.

3. Установлено основні параметри процесу обробки поверхонь кромки деталей відповідно до запропонованої моделі.

ЛІТЕРАТУРА

1. Агишев Б. М., Елашов А. А., Моисеенко Н. В. Применение методов поверхностного пластического деформирования для повышения усталостной прочности дисков компрессора авиационных ГТД. *Проблемы прочности*. 1977. № 3. С. 114—116.
2. Гончар Н. В., Сахно А. Г., Яценко В. К. Регулирование характеристик выносливости дисков компрессора, работающих в условиях умеренно-повышенных температур. *Придніпровський наук. вісник. Машинобудування та техн. науки*. 1988. № 50 (177). С. 24—33.
3. Катоев Н. К. Повышение надежности работы дисков компрессора низкого давления ГТД. *Совершенствование процессов абразивно-отделочной и упрочняющей технологии в машиностроении*: сб. науч. тр. Пермь: Пермский политехн. ин-т, 1984. С. 109—113.
4. Качан А. Я., Титов В. А., Мозговой В. Ф., Уланов С. О. Технологические особенности формирования параметров качества несущих поверхностей валов компрессоров ГТД. *Вісник двигунобудування*. 2014. № 2. С. 186—191.
5. Качан О. Я., Уланов С. О. Підвищення довговічності зварних барабанів роторів компресорів обробкою в псевдозрідженому шарі абразиву. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. 2022. № 1. С. 53—57.
6. Качан О. Я., Уланов С. О. Встановлення закономірностей обробки дисків у псевдозрідженому шарі абразиву. *Космічні матеріали та технології*. 2023. № 6. С. 62—67.
7. Кремень З. И. Основные закономерности и области применения процесса турбоабразивной обработки. *Турбоабразивная обработка деталей сложного профиля*: тез. докл. Ленинград, 1987. С. 4—5.
8. Петухов А. Н. *Сопrotивление усталости деталей ГТД*. Москва: Машиностроение, 1993. 332 с.
9. Петухов А. Н., Вахромеев А. М. Сопrotивление усталости дисков компрессора. *Проблемы прочности*. 1983. № 4. С. 84.

REFERENCES

1. Agishev B. M., Elashov A. A., Moiseenko N. V. (1977). Application of methods of surface plastic deformation to increase the fatigue strength of compressor disks of aircraft GTE. *Problems of strength*, № 3, 114—116.
2. Gonchar N. V., Sakhno A. G., Yatsenko V. K. (1988). Regulation of endurance characteristics of compressor disks operating at moderately high temperatures. *Prydniprovskiyi naukovyi vestnik. Mechanical engineering and technical sciences*, № 50 (177), 24—33.
3. Katoev N. K. (1984). Increasing the reliability of the low-pressure compressor GTE disks. *Improvement of abrasive finishing and hardening processes in mechanical engineering: a collection of scientific papers*. Perm: Perm Polytechnic Institute, 109—113.
4. Kachan A. Y., Titov V. A., Mozgovi V. F., Ulanov S. O. (2014). Technological features of forming quality parameters of bearing surfaces of GTE compressor shafts. *Visnyk dvyhynobuduvannya*, № 2, 186—191.
5. Kachan O. Y., Ulanov S. O. (2022). Increasing the durability of welded drums of compressor rotors by processing in a fluidized abrasive layer. *New materials and technologies in metallurgy and mechanical engineering*, № 1, 53—57.

6. Kachan O. Y., Ulanov S. O. (2023). Establishment of regularities of disk processing in a fluidized abrasive layer. *Space materials and technologies*, № 6, 62—67.
7. Kremen Z. I. (1987). Basic regularities and areas of application of the process of turboabrasive treatment. *Turboabrasive machining of complex profile parts: abstracts*, Leningrad, 4—5.
8. Petukhov A. N. (1993). *Fatigue resistance of GTE parts*. Moscow: Mashinostroenie, 332 p.
9. Petukhov A. N., Vakhromeyev A. M. (1983). Fatigue resistance of compressor disks. *Problems of strength*, № 4, 84.

Стаття надійшла до редакції 02.04.2024

Після доопрацювання 30.09.2024

Прийнято до друку 02.10.2024

Received 02.04.2024

Revised 30.09.2024

Accepted 02.10.2024

O. Ya. Kachan, Dr. Sci. in Tech., Prof.

ORCID 0009-0007-5897-8633

E-mail: kachantad@gmail.com

S. O. Ulanov, Ph. D., associate prof.

ORCID 0000-0003-0418-8971

E-mail: ulanov@zp.edu.ua

National University Zaporizhzhia Polytechnic

64, Zhukovsky Str., Zaporizhzhia, 69063 Ukraine

MODEL OF THE PROCESS OF PROCESSING THE EDGES OF AEROSPACE PARTS WITH FREE ABRASIVE USING AIR JETS

In this work, models of the process of machining the surfaces of parts edges with free abrasive in a fluidized state using air jets were developed to determine the process parameters that ensure a high level of quality. Theoretical studies were carried out on the proposed model of the process of machining the surfaces of parts edges with free abrasive grain in a fluidized state using air jets.

In the research, the initial equations were based on the known dependencies for the dynamic pressure of air jets hitting an obstacle and the change in the parameters of plane jets along the path of their expansion from the nozzle cut to the treated surface. At the same time, the scheme of expansion of the plane jet flowing from the nozzle and the dependencies for determining its main parameters were considered.

A model of the process of machining the surfaces of the edges of parts with a free abrasive in a fluidized state using air jets was developed. According to the proposed model, the surface of the edge of the part is treated by exposure to the abrasive medium, which is in a fluidized state, with an air jet. In this case, the symmetry axis of the air jet is directed along the bisector of the angle of the workpiece edge.

When the air jet flows out of the nozzle, it expands symmetrically about its axis.

Analytical studies of the proposed model of the process of machining the surfaces of parts' edges made it possible to establish the main regularities and determine the main parameters of the machining process.

Based on the developed model and the obtained regularities of the process of machining the edges of parts with a free abrasive in a fluidized state using air jets, the technological features of machining the surfaces of the edges of parts that provide a high level of quality parameters have been established.

Keywords: a model of the machining process, air jet, free abrasive, fluidized state, edge surface.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.036>
УДК 523.6 + 520.373 + 521.95

П. М. КОЗАК, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.
E-mail: kpm@knu.ua

Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка
вул. Обсерваторна 3, Київ, Україна, 04053

МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ МЕТЕОРНИХ ПОТОКІВ НА ФОРМУВАННЯ ВИСОТНИХ ПРОФІЛІВ КОНЦЕНТРАЦІЇ АЕРОЗОЛЮ КОСМІЧНОГО ПОХОДЖЕННЯ У ВЕРХНІЙ АТМОСФЕРІ

Пропонується модель утворення аерозолі космічного походження в атмосфері з метеорних потоків. Компонентами моделі є фізичні та кінематичні параметри метеорного потоку, характеристики атмосфери та базові рівняння метеорної фізики — рівняння гальмування та рівняння енергетичного балансу. Як вхідні параметри метеорного потоку задаються елементи його геліоцентричної орбіти, розподіл метеороїдів за масами поперек та вздовж метеорного рою та фізичні характеристики частинок. Для метеорів спорадичного фону притік метеороїдів визначався тривимірним розподілом: за масами частинок, їхньою доатмосферною швидкістю та зенітним кутом радіанта. У випадку метеорного потоку базову роль відіграє саме зенітний кут радіанта, який є функцією часу. Швидкість метеорів потоку, очевидно, є постійною величиною (статистичним розкидом можна знехтувати). Розподіл за масами, який описується розподілом Парето, зберігається в кінцевому рівнянні зміни концентрації аерозолів. Однак при цьому зміна величини притоку через добову зміну зенітного кута призводить до періодичного зміщення правого краю розподілу — значення максимальної маси космічної частинки, яка ще може залишитися аерозолем і не перетворитися на метеор. Показано, що величина притоку космічної речовини через одиничну площадку мезосфери (на висоті біля 100 км), яка власне формує висотний профіль аерозолі в атмосфері від певного метеорного потоку, відрізняється для різних географічних положень такої площадки, тобто залежить від геоцентричних координат. Крім того, притік речовини в дане місце атмосфери планети періодично змінюється протягом доби. Наглядно демонструється, що деякі метеорні потоки не впливають на певні частини атмосфери планети оскільки їхні радіанти не піднімаються над горизонтом, і відповідно не формують аерозолі над цими районами. Після атмосферної фільтрації метеороїдів на аерозоль і метеори розраховуються висоти зупинки — повної втрати космічної швидкості — частинок аерозолі, які остаточно формують висотний профіль концентрації часток даного потоку. Результати усіх обчислень демонструються для метеорного потоку Персеїди для широти Києва.

Ключові слова: моделювання, аерозоль, концентрація аерозолі, метеор, метеорний потік.

Цитування: Козак П. М. Моделювання впливу метеорних потоків на формування висотних профілів концентрації аерозолі космічного походження у верхній атмосфері. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5 (150). С. 36—53. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.036>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Зазвичай під атмосферним аерозолем розуміють сукупність рідких та твердих дрібних часток, зважених в колоїдальному розчині, яким для них по суті є повітря. Розміри аерозолів варіюють у межах від приблизно 0.02 до 20 мкм, що відповідає діапазону мас 10^{-18} до 10^{-8} г [5]. Досить умовно тверду складову аерозолів можна розділити на три типи. Перший з них — природного походження, який попадає в атмосферу з підстильної поверхні. Це силікатні та інші піщинки, підняті у повітря вітрами з регіону пустель; дрібна складова з чорноземів сільськогосподарського призначення (зокрема в Україні); кристали солі над океанами; сажа та магматичний пил, що супроводжують виверження вулканів тощо. Інша складова — техногенного походження, яка, на рівні з вулканічними викидами, є небезпечною для здоров'я живих істот. Це викиди диму та сажі з доменних печей, нафтопереробних підприємств, вугільних теплоелектростанцій, вихлопних викидів автомобілів та ряду інших продуктів людської життєдіяльності. Насамкінець окремою складовою виступає космічний пил та мікрометеороїди, як попадають в земну атмосферу ззовні та повільно осідають на поверхню. Як правило, усі аерозолі вище 25 км асоціюються з космічною речовиною. Експериментальне дослідження таких частинок утруднене через висоту їхнього положення — використовуються дороговартісні ракетні вимірювання чи побічні дослідження обшивки космічних апаратів, які покриваються ерозією від дрібного пилу та вибуховими кратерами від мікрометеороїдів пропорційно часу життя супутників на орбіті [3]. Ще одним з методів дослідження такої космічної складової є вивчення відкладень у льодах та підводному ґрунті, хоча методи їхнього добування та ідентифікації саме як космічної речовини досить складні.

Дана стаття є однією з серії робіт, які в глобальній постановці задачі ставлять на меті побудувати висотні профілі концентрації аерозолію космічного походження. В загальному випадку такий квазістаціонарний профіль формується за рахунок припливу в земну атмосферу метеорної речовини спорадичного фону (постійна величи-

на), частинок з метеорних потоків (змінна в часі величина) і правильно розрахованої швидкості вертикального дрейфу «космічних» аерозолів в залежності від їхньої маси. Дана задача комплексна. Першу частину роботи, а саме визначення вертикального профілю притоку речовини $dn(m, H)/dt$ для спорадичного фону було опубліковано в роботах [8, 9]. Метеори спорадичного фону охоплюють увесь діапазон доступних швидкостей метеорів 11...73 км/с, тому мінімальна висота «зупинки» (тобто втрати космічної швидкості) метеороїда, що не став метеором, а перетворився на аерозоль, становить 80 км для найважчих частинок масового діапазону аерозолів, а саме 10^{-8} г. Це означає, що нижче даної висоти висотний профіль концентрації «космічного» аерозолію формується лише за рахунок вертикального градієнта концентрації частинок, а величина безпосереднього притоку на дану висоту дорівнює нулеві. В даній роботі планується вивести формулу для розрахунку величини $dn(m, H, t)/dt$ для будь-якого метеорного потоку, яка тепер очевидно має бути функцією часу, оскільки Земля перетинає метеорний потік протягом обмеженого часового інтервалу. У перспективі планується вивести рівняння вертикального дрейфу аерозолію різної маси з врахуванням величин dn/dt як для спорадичного фону (квазістаціонарні профілі), так і для частинок, що належать метеорним потокам, які будуть деформувати квазістаціонарний «спорадичний» профіль концентрації аерозолію хвилями. Амплітуда таких хвиль має бути пропорційною до інтенсивності метеорного потоку для даного року, а період визначатися часом активності потоку.

ФОРМУВАННЯ ВИСОТНИХ ПРОФІЛІВ КОНЦЕНТРАЦІЇ АЕРОЗОЛІЮ КОСМІЧНОГО ПОХОДЖЕННЯ У ВЕРХНІЙ АТМОСФЕРІ З МЕТЕОРНО-ПИЛОВОГО СПОРАДИЧНОГО ФОНУ

На відміну від експериментального дослідження взаємодії космічної речовини з атмосферою та обшивкою космічних апаратів, накопичені в області метеорної фізики знання дають змогу теоретично оцінити динаміку формування висотних профілів концентрації аерозолію космічного походження у верхній атмосфері. У наших

попередніх роботах [8, 9] було розглянуто формування космічного аерозолі в атмосфері з навколосезонного метеорного спорадичного фону — основної відповідальної за це складової Сонячної системи. Дійсно, попри відносно невелику щільність спорадичного фону приплив його частинок у земну атмосферу постійний і неперервний. Кількість таких частинок, які влітають в атмосферу за певний проміжок часу, неодноразово і детально досліджувалася для різних діапазонів мас та різними способами — від вивчення ерозії поверхні штучних супутників Землі для найдрібнішої складової, через метеорні спостереження для середньої ланки, та до аналізу кратерів на поверхні Місяця та інших крупних тіл Сонячної системи.

Щодо механізмів формування аерозолі з космічної речовини є різні гіпотези. Поширеною є ідея про формування аерозолі із залишків метеорів. Проте у результаті неодноразових досліджень [17, 21] отримано висновок, що ймовірність відділитися у маленької частинки від батьківського тіла в атмосфері та зберегтися через гальмування, або зберегтися залишку самого тіла досить мала, і вона тим менша, що глибше в атмосферу проникає тіло. Додатковий аналіз такої можливості формування аерозолі залишимо на майбутнє, а наразі будемо користуватись прийнятою нами раніше моделлю формування аерозолі космічного походження [8, 9]. Вона полягає в тому, що в аерозоль може перетворитися лише та космічна частинка, яка в атмосфері загальмувалася раніше, ніж досягла температури плавлення (можна розглядати дещо більше значення температури інтенсивного випаровування). У такому випадку атмосфера розглядається як певний фільтр, який за фізичними та кінематичними параметрами космічної частинки визначає її подальшу поведінку. Нагадаємо коротко принципи фізичного підходу до розв'язання даної задачі.

У загальному випадку визначальними фізичними параметрами руху частинки в атмосфері є її маса та щільність, а кінематичними — швидкість та кут входження в атмосферу. Оскільки переважна більшість частинок є кам'яними, можна прийняти середню щільність каменю

$\rho \approx 3.5 \text{ г/см}^3$, і таким чином зменшити кількість незалежних параметрів до трьох. Вибране значення щільності відповідає діапазону найбільш поширених звичайних хондритів $3.0 \dots 3.7 \text{ г/см}^3$ [2].

Далі ймовірність зустріти частинку, яка влітає в атмосферу з набором вищезгаданих параметрів, а саме її початкової маси m , швидкості v та зенітного кута радіанта z_R , розпишемо як добуток трьох незалежних розподілів:

$$p_{mvz}(m, v, z_R) = p_m(m) p_v(v) p_z(z_R), \quad (1)$$

де p — щільність ймовірності. Для розподілу по значеннях мас візьмемо лінійну (в логарифмах) функцію притоку речовини на Землю в широкому діапазоні мас [14]:

$$\lg N(m \geq m_1) = C - k \lg m, \quad (2)$$

де $N(m \geq m_1)$ — кількість частинок з масами не менше m_1 , що потрапляють на всю Землю за рік, $C = 7.86$, $k = 0.892$. Для $m_1 = 10^{-18}$ г кількість частинок N_1 за рік на всю Землю складе $8.24 \cdot 10^{23}$ ($4.97 \cdot 10^{-3} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$).

Степеновий розподіл можна виразити через диференційний розподіл щільності ймовірності Парето:

$$p_m(m \geq m_1) = \frac{km_1^k}{m^{k+1}}, \quad (3)$$

причому $p_m(m < m_1) = 0$. Розподіл космічних часток за швидкостями був побудований за даними радіолокаційних спостережень метеорів [21]

$$p_v(v) = PG(\overline{v}_1, \sigma_{v1}) + (1 - P)G(\overline{v}_2, \sigma_{v2}), \quad (4)$$

де

$$G(v) = \frac{1}{\sigma_v \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(v - \overline{v})^2}{2\sigma_v^2}\right]$$

— гауссіани з параметрами $\overline{v}_1 = 32.32 \text{ км/с}$, $\sigma_{v1} = 6.51 \text{ км/с}$, $\overline{v}_2 = 54.26 \text{ км/с}$, $\sigma_{v2} = 5.15 \text{ км/с}$. Для P дається залежність від часу протягом року, однак ми прийняли значення для усереднених протягом року розрахунків $P = 0.33$. Насамкінець для косинуса зенітної відстані у роботах [8, 9] було виведено формулу для щільності ймовірності:

$$p_z(z_R) = 2 \sin z_R \cos z_R. \quad (5)$$

Оскільки маси потенційних аерозольних частинок не змінюються з висотою (так само, як і зенітний кут радіанта), то для будь-якого значення маси m можна побудувати двовимірний

розподіл $p(v, z_R) = p(v)p(z_R)$, приведений на рис. 1.

Подальша процедура розрахунків пов'язана з використанням двох рівнянь метеорної фізики: рівняння енергетичного балансу, яке описує процес нагрівання тіла, та рівняння гальмування. При цьому, оскільки ми розглядаємо малі частки $10^{-18} \dots 10^{-8}$ г, які проплаваються повністю, рівняння нагрівання використовуємо у спрощеному вигляді. Детальний опис рівнянь приведено у роботах [8, 9]. Після підстановки швидкості у рівняння енергетичного балансу і дослідження температури як функції згаданих вхідних параметрів на екстремум по висоті було знайдено її максимальні значення. Якщо ці значення є меншими від температури плавлення — частинка стане аерозолем, а якщо більшими — перетвориться на метеор і повністю випадується. Нижній ліміт маси, до якого усі частинки стовідсотково стають аерозолями, виявився рівним приблизно 10^{-14} г, а верхній простягся до 10^{-8} г з поступовим обмеженням зони аерозолів межею зменшення швидкості (початковий діапазон швидкостей був від 11.2 до 72.5 км/с). Загальний вигляд даної нерівності такий:

$$m^{1/3} v^3 \cos z_R \leq C_T, \quad (6)$$

де C_T — константа, залежна від щільності, температури плавлення метеороїда та інших постійних величин, яку було введено для спрощення сприйняття нерівності.

Після «атмосферної селекції» залишається знайти висоти зупинки аерозольних частинок в залежності від маси, швидкості та кута входження в атмосферу. Зважаючи на той факт, що маси аерозольних частинок залишаються незмінними (на відміну від відповідної форми статистичного розподілу), то висота зупинки «замінює» собою лише два інші параметри. При цьому рівняння для швидкості і є тією функцією висоти зупинки H_s , яка замінює швидкість і кут входження:

$$v = v_s \exp \left[-\frac{C_v \rho_A(H_s)}{m^{1/3} \cos z_R} \right], \quad (7)$$

де $\rho_A(H_s)$ — щільність атмосфери, v_s — швидкість «зупинки» аерозольної частинки, C_v — константа, яка залежить від щільності метеороїда та коефіцієнта опору повітря [8, 9].

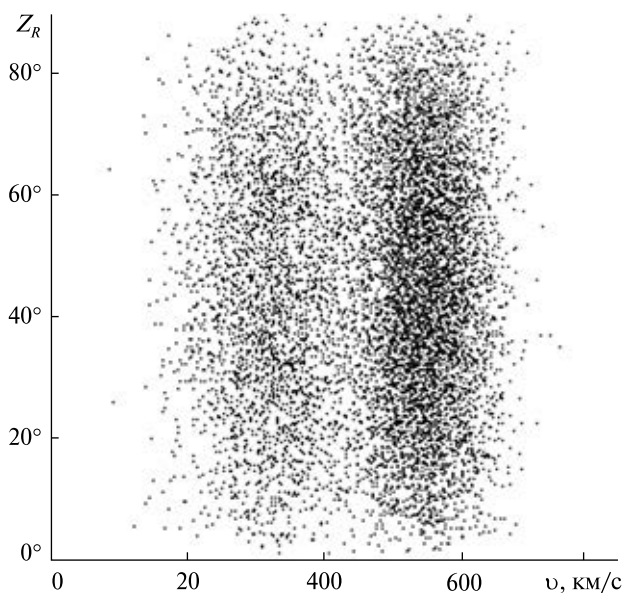


Рис. 1. Двовимірний розподіл для параметрів «швидкість — кут входження в атмосферу» космічних часток для будь-якого значення маси (зріз тривимірного розподілу для заданої маси)

Математично фінальна частина розрахунків полягає в наступному — спочатку щільність розподілу $p(z_R)$ замінюється в загальному розподілі (1) на $p(H_s)$ з використанням рівняння швидкості частинки (7) — сама швидкість при цьому падає до «нуля» (ми вибрали швидкість зупинки як $v_s = 0.5$ км/с). Далі проводимо інтегрування розподілу за швидкостями лише для аерозольного компонента (межі інтегрування по швидкості є функцією m та H_s) і отримуємо шуканий двовимірний розподіл $p(m, H_s)$, з якого можна знайти зміну концентрації частинок у будь-якому розглянутому діапазоні мас Δm в кубічному сантиметрі на висоті H .

Дійсно, виражаючи у формулі (2) у кількості частинок на квадратний сантиметр «поверхні» атмосфери — на висоті 100 км — за секунду ($\text{см}^{-2}\text{с}^{-1}$), та використовуючи частотне визначення імовірності, запишемо кінцевий розподіл як

$$\frac{dN}{N_I} = p_{mH}(m, H_s) dm dH_s, \quad (8)$$

де dN у формулі (8) — кількість частинок у діапазонах $\{m, m + dm\}$ та $\{H_s, H_s + dH_s\}$. Розділивши обидві частини рівняння на dH_s , отримаємо

остаточно швидкість зміни концентрації аерозолів, які притікають у верхню атмосферу Землі:

$$\frac{dn(m, H_s)}{dt} = N_1 p_{mH}(m, H_s) dm. \quad (9)$$

Перед використанням виразу (9) зробимо зауваження, що функція $p(m, H_s)$, яка залежить наразі від двох змінних, вже не є, строго кажучи, щільністю розподілу, оскільки початковий тривимірний розподіл спотворений атмосферною фільтрацією відповідно до згаданих рівнянь метеорної фізики, і остаточний двовимірний розподіл, який описує лише аерозольний компонент, не проходив остаточного нормування на одиницю. Тим не менш, формула (9) залишається правильною з використанням початкового значення N_1 , і її можна використовувати для дослідження подальшої еволюції концентрації аерозолію з висотою. Інший варіант — здійснити перенормування $p_{mH}(m, H_s)$ на одиницю, але у цьому випадку відповідним чином слід змінити і N_1 . Очевидно, якщо у виразі (9) проінтегрувати праву частину по певному діапазону мас $\{m_1, m_2\}$, остаточно зміну концентрації з часом для заданої висоти можна записати як

$$dn(H_s)/dt = N_1 \int_{m_1}^{m_2} p_{mH}(m, H_s) dm.$$

Як видно з виразу (9), швидкість зміни концентрації — припливу речовини у кубічний сантиметр для заданої маси (точніше діапазону мас) — є постійною величиною для спорадичного фону, тобто не залежить від часу, на відміну від припливу частинок з метеорних потоків. Очевидно, після «зупинки» космічних частинок у діапазоні висот 115 км і вище для мас 10^{-14} г та менших, і до 80 км для мас до 10^{-8} мікрометеороїди не зупиняються повністю, а продовжують дрейфувати під дією сили земного тяжіння та опору повітря. Подальший дрейф буде формувати остаточний профіль «космічного» аерозолію аж до поверхні Землі (або зони інтенсивної турбулентності), накладаючись на нижчі шари, а швидкість дрейфу при цьому вийде на деяке постійне значення, але різне для частинок різних мас. Очевидно, дана задача є досить цікавою для фізики атмосфери, але її розв'язок наразі виходить за межі даної статті.

ВПЛИВ МЕТЕОРНИХ ПОТОКІВ НА ФОРМУВАННЯ ВИСОТНИХ ПРОФІЛІВ КОНЦЕНТРАЦІЇ АЕРОЗОЛІЮ КОСМІЧНОГО ПОХОДЖЕННЯ

Метеорні потоки є такою ж складовою Сонячної системи як і спорадичний метеорно-пилотний фон, з тією різницею, що поточні метеороїди асоціюються з батьківськими тілами, тобто ще не втрачений генетичний зв'язок. Явна відмінність — активність метеорних потоків протягом відносно короткого часу — від кількох днів до півтора місяця (Персеїди). У більшості випадків додаток до загального допливу космічної речовини в земну атмосферу є незначним, за винятком кількох потужних метеорних потоків. Це метеорні потоки Лірид, Персеїд, Оріонід, Леонід та Гемінід, які слугують певним додатком до загального метеорного фону. Дуже рідко Земля перетинає той чи інший потужний метеорний потік, у місцях породжених відносно недавніми викидами речовини з прабатьківських комет (або астероїдів). У цьому випадку буває потужний (хоча, як правило, короткочасний) скачок притоку речовини в атмосферу, як це було, наприклад, у 2002 році під час дії метеорного потоку Леоніди [11].

З огляду на вплив активності метеорного потоку на доповнення дії спорадичного метеорного фону постановка задачі суттєво не відрізняється — слід визначити висотний профіль формування аерозолію з метеорного потоку як функцію часу та у перспективі додати його до фону. Така активність метеорного потоку має бути виражена в тих же одиницях, що і сам спорадичний фон. Враховуючи приведену вище формулу (1) розподілу космічної речовини, яка потрапляє в земну атмосферу, за вхідними параметрами можна завважити, що вона спрощується за рахунок детермінованого значення швидкості частинок метеорного потоку. Очевидно, деякий розкид значень швидкості у метеорному потоці є, але загалом він є незначним у порівнянні з розкидом значень швидкостей метеорів спорадичного фону, який покриває увесь діапазон можливих швидкостей метеорів, що належать Сонячній системі. Відтак може скластися враження, що розподіл буде спрощуватися

до вигляду $p_{mz}(m, z_R) = p_m(m)p_z(z_R)$. Дійсно, хоча метеорний потік у певний момент діє лише з одного боку на планетарну атмосферу, закон синуса-косинуса в розподілі зенітного кута радіанта має зберігатися [8, 9]. Однак якщо розглянути притік космічної речовини не на всю планету, а лише на деяку площадку на висоті, скажімо, 100 км, то стає очевидним, що інтенсивність дії спорадичного метеорного фону на неї неперервна, а метеорного потоку — хвилеподібна з періодом одна доба, і реалізується лише коли метеорний радіант перебуває над горизонтом, тобто максимальне значення z_R варіює у межах $0...90^\circ$. Амплітуда такої хвилі для певної доби активності метеорного потоку буде пропорційною інтенсивності притоку частинок потоку, з максимальним її значенням під час піку активності потоку. Отже, вхідний тривимірний статистичний розподіл (1) для метеорного потоку вироджується в одновимірний — за масою; величина швидкості — детермінована для даного потоку; а кут входження метеороїдів у атмосферу задається аналітично функцією від часу, яка розраховується строго для вибраної площадки «поверхні» земної атмосфери (її довготи і широти).

Таким чином, хоча тривимірний розподіл замінюється одновимірним (лише за масою), однак з'являється залежність притоку речовини від часу як протягом усієї дії потоку, так і протягом доби. Отже, оцінка впливу метеорних потоків на формування профілів аерозолію космічного походження у земній атмосфері радше ускладнюється, аніж спрощується у порівнянні зі спорадичним фоном. Проведемо необхідні математичні викладки.

Коефіцієнт розподілу за масами для потоків метеороїдів $s = k + 1$. Диференційний розподіл за масами, який описується відповідним масовим індексом $s = k + 1$, для метеорних потоків залишається досить невизначеним, оскільки, по-перше, наразі статистично недостатньо спостережних даних щодо метеорних потоків, а по-друге при великому періоді обертання потоку навколо Сонця, тобто великій півосі геліоцентричної орбіти, наша планета перетинає кожен рік абсолютно інші частини потоку, які в принципі можуть мати різні показники степе-

ня у функції розподілу за масами. Наприклад, при спостереженні метеорного потоку Леоніди у 1998 р. спостерігалось надзвичайно багато яскравих метеорів — крупних метеороїдів — ніч була названа чеськими дослідниками «ніччю болідів» [20], тобто показник s мав бути дуже малим. А, наприклад, в роботі [18], що базується на радарних спостереженнях метеорів, для метеорного потоку Ліриди дається масовий індекс $s = 1.93$ ($k = s - 1 = 0.93$). За результатами радарних спостережень в Канаді за допомогою відомого комплексу SMOR (1) було отримано значення $s = 1.65$ для потоку Гемініди та $s = 1.55$ для потоку Квадрантиди. В усіх випадках у потоках переважали відносно масивні частинки. Водночас середній за десятиріччя індекс розподілу за масами спорадичних метеорів за результатами радарних спостережень південної півсфери неба у Аргентині [6] масовий індекс склав близько $s = 2.00$. Є також ряд інших спостережень, здійснених за допомогою різних спостережних засобів, які дають ті чи інші масові індекси розподілу метеорів. Якщо інформації щодо масового індексу метеорного потоку, який розглядається як генератор профілю мезосферного аерозолію, недостатньо, можна для визначеності скористатися тим же значенням $s = k + 1 = 1.892$ для спорадичного метеорного фону, усередненого для широкого діапазону мас, яким ми користувалися раніше (1).

Сумарний притік речовини метеорного потоку N_1 . Після того як масовий індекс вибрано, а відтак розподіл за масами — розподіл Парето — задано, нам потрібно знайти «калібрувальну константу» N_1 для переведення щільності розподілу в концентрацію аерозолію для частинок діапазону мас, який нас цікавить в даний момент. Оскільки ми маємо розглядати формування аерозольного профілю комплексно як від метеороїдів спорадичного фону, так і активного метеорного потоку, діапазон мас має розглядатися той же: $10^{-18}...10^{-8}$ г. Очевидно, що дана величина для метеорного потоку не константа, а залежить від часу, тобто $N_1 = N_1(t)$. При цьому вона буде зростати від нуля (на початку активності потоку) до деякого піку у максимумі його активності, і далі спадати знову до нуля. У загальному випадку ця

функція активності не є симетричною — вона може мати гострий або згладжений вигляд, а в деяких випадках мати і більш ніж один максимум, в залежності від структури метеорного рою.

Якщо розглядати пряму модельну задачу, коли для деякого реального чи гіпотетичного метеорного потоку розподіл за масами $p_m(m)$ задано, а швидкість метеороїдів потоку v відома, то притік космічної речовини на квадратний сантиметр перпендикулярної до вектора швидкості площадки на «межі» атмосфери за секунду можна визначити за теоретично заданою або попередньо дослідженою зі спостережень функцією просторової концентрації частинок $n_0(m \geq m_{cr}, t)$ у метеорному потоці. Залежність концентрації метеороїдів у потоці від часу визначається, поперше, як і функція розподілу за масами, довгостроковими проміжками — роками, оскільки, як було сказано вище, Земля кожен рік перетинає іншу частину потоку, де як мінімум концентрація у перигелії суттєво більша, ніж в афелії. А по-друге — короткостроковими факторами — дні, на час активності потоку — коли спочатку і в кінці планета перетинає периферійні і відповідно менш населені частини метеорного рою, а ближче до максимуму активності — центральні, а отже, густіші його частини.

Таким чином, математично будь-який гіпотетичний метеорний потік можна описати деякою моделлю, до якої мають входити, крім геліоцентричних елементів орбіти, розподіл частинок за масами, який визначає необхідний нам коефіцієнт k , та просторову концентрацію метеороїдів $n_0(m \geq m_1, t)$, яка в свою чергу буде формувати також необхідне значення $N_1(t)$ для вибраного m_1 . Для метеорного потоку з відомою просторовою концентрацією $n_0(m, t)$ для деякого діапазону мас $\{m, m + dm\}$ вздовж орбіти Землі через метеорний потік кількість частинок dN , які перетнуть довільну перпендикулярну до геліоцентричного вектора швидкості метеорних частинок деяку нерухому площадку dS за час dt , буде $dN(m, t) = n_0(m, t) v_H dt dS$, де v_H — геліоцентрична швидкість метеорів потоку. Відповідно для довільної, нормальної до потоку, площадки на «межі» атмосфери величина притоку частинок на квадратний сантиметр за секунду

визначиться як

$$N(m, t) = \frac{dN(m, t)}{dt dS} = n_0(m, t) v_\infty, \quad (10)$$

де v_∞ — заатмосферна швидкість метеороїда. Відтак необхідну величину $N_1(t)$ знайдемо з (10) при виборі діапазону мас $\{m_1, +\infty\}$, тобто $n_0(m, t) = n_0(m \geq m_1, t)$. Перехід від повного вектора геліоцентричної швидкості частинок метеорного потоку V_H до вектора заатмосферної швидкості метеороїда V_∞ буде впливати як на модуль швидкості v_∞ , так і на одиничний вектор радіанта метеорного потоку r_R , протилежного до напрямку вектора швидкості $V_\infty = -v_\infty r_R$, тому його слід виконати максимально уважно. Якщо розглянути ситуацію детально, то ланцюжок перетворень має бути протилежний оберненій задачі, яка має місце при обробці спостережень метеорів. Спочатку знаходиться вектор геоцентричної швидкості як

$$V_G = V_H - V_\oplus, \quad (11)$$

де V_\oplus — геліоцентричний вектор швидкості Землі на орбіті. Обидва вектори на даному етапі можна записати як в екліптичній, так і екваторіальній системі координат, однак перед подальшими перетвореннями вектор V_G має бути заданий в екваторіальній системі координат. Найоптимальніший випадок — використовувати формулу (11) з екліптичними координатами, а потім помножити матрицю повороту, що відповідає переходу від екліптичних до екваторіальних координат, на отриманий вектор V_G . Далі враховується гравітаційне притягання Землі, і з V_G знаходимо V_∞ за класичними формулами, вважаючи, що відносно Землі метеороїд рухається по гіперболі [7, 13]. Строго кажучи, корекцію за гравітаційне притягання, особливо для метеорних швидкостей нижнього діапазону 11.2... 20 км/с, слід робити обов'язково, адже модуль швидкості у найближчій до Землі точці — перигеї — відрізняється від швидкості на нескінченності приблизно на 8...3 км/с, а кут між векторами швидкості становить порядку 48°...8° відповідно [13]. Однак доля таких метеороїдів зовсім незначна. Уже в першому максимумі розподілу за швидкостями відповідно до (4) — порядку

32 км/с — різниця модулів швидкостей становить близько 2 км/с, а кутів відхилення — біля 3°. У другому максимумі розподілу за швидкостями (близько 54 км/с) відхилення дорівнюють 1.2 км/с і 1.3°. Відтак у першому наближенні в даній задачі можна знехтувати етапом корекції за гравітаційне притягання Землі і користуватися лише формулою (11).

Інший, спостережний варіант визначення притоку метеороїдів $N(m,t)$ — скористатися результатами спостережень метеорів даного потоку, хоча для цього, очевидно, потрібна масовість. Найбільш правильним було б за відомою величиною спільної спостережуваної площадки S на тій же умовній висоті 100 км, яка охоплюється полями зору обох камер під час базисних спостережень, порахувати безпосередньо кількість метеорів $N(m,t)$ в ній за час t , проводячи корекцію за косинус кута падіння метеороїда на площадку. Такий підхід дав би можливість також безпосередньо отримати коефіцієнт k розподілу метеорів за масами у спостережуваному діапазоні. При цьому, крім отримання шуканої величини притоку, використовуючи вираз (10), можна виконати зворотні розрахунки та визначити просторову концентрацію метеороїдів у потоці, як зазвичай і робиться, не забуваючи робити перехід від v_∞ до v_H . Одним з «недоліків» такого підходу (який в принципі є ідеальним), крім необхідної масовості, є необхідність одночасних спостережень метеорів у широкому діапазоні мас, а це можливо лише при використанні різних типів спостережної апаратури. Ще один, реальний, недолік — спостережна селекція, адже очевидно, що при цьому спостерігаються лише ті частинки, які перетворилися на метеори, і поширювати ці результати також на аерозольну складову не зовсім правильно, хоча іншого варіанту в даному випадку немає.

Ще один спостережний, найпростіший варіант наближеного визначення $N(m,t)$ — використовувати візуальні спостереження аматорів метеорної астрономії, які є достатньо масовими і дають так зване зенітне годинне число поточних метеорів $ZHR_{SH}(t)$ і паралельно спорадичних $ZHR_{SP}(t)$. У цьому випадку можна наближено розрахувати $N_1(m_1 \leq m \leq +\infty, t)$ для даного

потокі (позначимо його $N_{I_{SH}}$), вважаючи що $N_{I_{SH}}/N_{I_{SP}} = ZHR_{SH}/ZHR_{SP} \equiv f_Z(t)$. Очевидно, що знайти $N_{I_{SH}}(t)$ з приведенного співвідношення можна тоді, коли метеори за результатами спостережень уже розділено на спорадичні та поточні. Коли за час спостережень потоку приводяться лише потокові дані, тобто $ZHR_{SH}(t)$, а даних про $ZHR_{SP}(t)$ немає, можна скористатися відомими з попередніх довготривалих спостережень усередненими результатами ходу $ZHR_{SP}(t)$ протягом року, або взяти деяке усереднене річне число. Після того як відношення $f_Z(t)$ буде знайдено, значення $N_{I_{SH}}$ можна обчислити як

$$N_{I_{SH}}(t) = f_Z(t)N_{I_{SP}}, \quad (12)$$

де у відповідності до (2) приймається $N_{I_{SP}} = 4.97 \cdot 10^{-3} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$ (для $m_1 = 10^{-18} \text{ г}$). Такий підхід має суттєвий недолік, тому що пропонує екстраполювати результати спостережень відносно яскравих метеорів з масами порядку грамів чи десятих долей грама на маломасовий аерозольний компонент $10^{-18} \dots 10^{-8} \text{ г}$. Як альтернативу можна розглянути об'єднання обох спостережних підходів і скористатися співвідношенням кількості поточних і спорадичних метеорів, але за результатами, скажімо, радарних спостережень [4], які охоплюють діапазон на порядки менших часток, ніж візуальні спостереження. Однак все одно, перенесення того ж коефіцієнта $f_Z(t)$ на іншу частину діапазону мас, а тим більше на весь розглядуваний діапазон мас, буде коректним лише для однакових масових індексів s спорадичних і поточних метеорів. Лише як приклад розглянемо використання результатів візуальних спостережень.

Результати таких спостережень для різних метеорних потоків можна знайти на сайті Міжнародної Метеорної Організації (<https://www.imo.net>). Спостережна гістограма метеорної активності для будь-якого потоку має явно виражений максимум, що відповідає перетину Землею найщільнішої частини метеорного рою, та приблизно симетричні крила. Так, в роботі [16] пропонується апроксимувати зенітне часове число експонентою виду $ZHR = ZHR_0 \cdot 10^{+B(\lambda_s - \lambda_0)}$, коли $\lambda_s \leq \lambda_0$, і $ZHR = ZHR_0 \cdot 10^{-B(\lambda_s - \lambda_0)}$, коли $\lambda_s > \lambda_0$, де $\lambda_s(t)$ та λ_0 — екліптична довгота Сонця

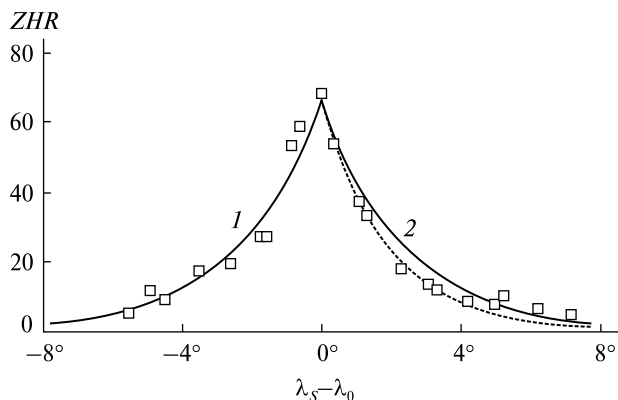


Рис. 2. Результати аматорських візуальних спостережень метеорного потоку Персеїди у 2023 році (точки) за даними Міжнародної Метеорної Організації (<https://www.imo.net>). Крива 1 — МНК-апроксимація функцією $ZHR(t) = 66.40 \cdot \exp\{+0.426 \cdot (\lambda_S(t) - \lambda_0)\}$, крива 2 — її симетричне відображення, пунктир — апроксимація правої частини функцією $ZHR(t) = 65.55 \cdot \exp\{-0.523 \cdot (\lambda_S(t) - \lambda_0)\}$

на епоху J2000.0 на час дії метеорного потоку та у максимумі його активності відповідно. У загальному випадку, коли крила розподілу явно несиметричні, можна визначати коефіцієнти функції незалежно для зростаючої та спадної гілок методом найменших квадратів, зберігаючи при цьому те ж саме значення в максимумі для ZHR_0 . На рис. 2 показано результати аматорських візуальних спостережень метеорного потоку Персеїди у 2023 р. Точки на рис. 2 відповідають результатам спостережень в околі тижня до та після максимуму активності потоку, з максимумом $ZHR_0 = 68.27$ для $UT \approx 15:04$, 13 серпня 2023 р. Суцільна крива 1 — результат МНК-апроксимації даних функцією виду $ZHR(t) = 66.40 \cdot \exp\{+0.426 \cdot (\lambda_S(t) - \lambda_0)\}$, а суцільна крива 2 — її симетричне відображення, яке досить гарно апроксимує праве крило ходу $ZHR(t)$, але гірше — центральну частину. Для порівняння приведено незалежну апроксимацію правої частини, яка краще описує центральну частину — пунктирна крива: $ZHR(t) = 65.55 \cdot \exp\{-0.523 \cdot (\lambda_S(t) - \lambda_0)\}$. В загальному випадку інтенсивність метеорних потоків не повинна бути симетричною, і вид функцій для апроксимації може обиратися довільно.

Як було описано вище, розширювати результати велико-масового метеороїдного компонен-

та (яскравих метеорів) на діапазон найменших мас можна було б шляхом використання того ж значення коефіцієнта розподілу k . Але зважаючи на велику кількість болідів у потоці Персеїд (та в інших потоках), він, імовірно, є суттєво меншим за обране нами усереднене значення для спорадичного фону $k = 0.892$, тому таким узагальненням можна користуватися лише у першому наближенні. А крім того, в таблицях баз даних, як правило, приводяться лише дані для метеорних потоків у період їхньої активності, а спорадичний фон достатньо змінюється протягом року у межах близько $ZHR_{SP} = 2...8$ [19], в залежності від напрямку на небесній сфері. А для апексу Землі у площині екліптики середнє річне значення становить уже близько $ZHR_{SP} \approx 22$ [4]. Отже, розраховане значення коефіцієнта $f_z(t)$ у формулі (12) у максимумі активності наведених спостережень (в даному випадку метеорного потоку Персеїд 2023 р.) може варіювати в десятки разів. Звідси випливає, що користуватися результатами візуальних спостережень для розв'язку даної задачі дослідження аерозольного компонента слід дуже обережно.

Географічні та добові варіації притоку в атмосфері речовини з метеорних роїв. Інтенсивність притоку частинок метеорного потоку через площадку, нормальну до вектора швидкості метеороїдів, визначається лише зміною концентрації метеороїдів у різних частинах рою (як, наприклад, для потоку Персеїд на рис. 2). Однак через добове обертання Землі потрапляння потокових частинок на деяку площадку атмосфери в заданій географічній точці планетної атмосфери можливе лише в той час, коли радіант метеорного потоку перебуває над горизонтом. Очевидно, що в ряді випадків радіант на деяких широтах взагалі не ховається під горизонт, а в деяку частину планети частки даного потоку не потрапляють ніколи.

Інтенсивність притоку метеороїдів на задану площадку атмосфери з вектором нормалі $\mathbf{n}\{\lambda, \phi\}$, який збігається з напрямком геоцентричного вектора даної площадки на метеорних висотах, скажімо 100 км, буде визначатися кутом перетину цієї площадки за даний (відносно короткий) проміжок часу частинками метеорного потоку,

що рухаються з радіанта \mathbf{r}_R (для висоти приблизно 100 км можна брати геоцентричні сферичні, а не геодезичні координати площадки [10]). Тут, як і раніше, ми користуємося одиничним вектором радіанта \mathbf{r}_R , протилежним вектору $\mathbf{V}_\infty = -v_\infty \mathbf{r}_R$ швидкості метеороїда на вльоті в атмосферу, нехтуючи швидкістю добового обертання атмосфери Землі, яка на висоті порядку 100 км (геоцентричній відстані 6470 км) становить лише 470 м/с у порівнянні зі швидкістю метеороїдів 11...72 км/с. Кут між даними одиничними векторами, очевидно, є нічим іншим, як зенітним кутом $z_R(t)$ радіанта метеорного потоку для даного географічного положення.

Знання коректного значення $z_R(t)$ для потокових метеорів може надати інформацію про формування профілю аерозолію в конкретній точці планети. Вектор радіанта \mathbf{r}_R , який, як правило, задається в екваторіальних координатах, зручно виразити в геоцентричній географічній сферичній системі координат. Для відповідного переходу зручно використати формули [7, 12]

$$\begin{aligned} \varphi_R &= \delta_R, \\ \lambda_R &= \alpha_R - S_G. \end{aligned} \quad (13)$$

Гринвіцький час виразимо через UT як $S_G = S_{G0} + (1 + \mu) \times UT$, де $\mu = 0.0027379093$, а S_{G0} — гринвіцький час опівночі, який можна знайти на дату з широкого ряду довідників або скористатися одним з відповідних калькуляторів з мережі інтернет, наприклад на сайті Національної Астрономічної обсерваторії Японії (https://eco.mtk.nao.ac.jp/cgi-bin/koyomi/cande/gst_en.cgi). Тоді кут падіння метеороїдів на площадку з геоцентричним одиничним вектором нормалі до площадки $\mathbf{n}\{\lambda, \varphi\}$ (зенітний кут радіанта) можна визначити зі скалярного добутку

$$\mathbf{n}\{\lambda, \varphi\} \times \mathbf{r}_R\{\lambda_R, \varphi_R\} = \cos z_R(t). \quad (14)$$

Формулу (14) можна використовувати, поки зенітний кут радіанта залишається в діапазоні $0...90^\circ$ (відповідно $\cos z_R(t) > 0$), тобто радіант перебуває над площадкою. Цікаво, що такий підхід повністю виправданий для площадки на поверхні Землі, а на висоті 100 км метеороїд може влетіти знизу — так звані дотичні до атмосфери метеороїди — але їхня кількість надзвичайно мала [13].

Відтак формула (14) дає змогу визначити залежність від часу зміни кута $z_R(t)$ для будь-якої площадки земної атмосфери з координатами $\{\lambda, \varphi\}$ в залежності від положення радіанта заданого потоку у географічній геоцентричній системі координат $\{\lambda_R(t), \varphi_R\}$. В залежності від положень векторів $\mathbf{r}_R\{\lambda_R(t), \varphi_R\}$ та $\mathbf{n}\{\lambda, \varphi\}$ протягом обертання Землі навколо осі величина $\cos z_R(t)$ може бути або лише додатною, що означає постійний приплив речовини; або лише від'ємною, коли притоку не буде, або варіювати, що і відбувається найчастіше. Можна легко показати, що при радіанті метеорного потоку, розміщеному на екваторі ($\varphi_R = 0$), вплив метеорного потоку на будь-яку площадку земної атмосфери буде становити половину доби, а кут $z_R(t)$ буде пропорційним до широти площадки та довготи як функції часу: $\cos z_R \propto \cos \varphi \cos \lambda(t)$. Для площадки, розміщеної на земних полюсах, в цьому випадку притік, очевидно, буде дорівнювати нулеві. Якщо ж радіант потоку розташований на північному полюсі небесної сфери, то очевидно $\cos z_R = \cos(90^\circ - \varphi) = \text{const} \geq 0$ для будь-якої широти у північній півкулі планети, і від'ємний для південної. У загальному випадку функція $\cos z_R(t)$ буде симетричною відносно меридіана, де довготи λ_R та λ збігаються, і де вона буде мати максимум; а величина у максимумі, крім того, буде залежати від $\Delta\varphi = |\varphi_R - \varphi| < 90^\circ$. Вигляд графіків для деяких положень радіанта та для ряду широт показано на рис. 3.

У загальному випадку для радіанта $\varphi_R > 0$, тобто розміщеного у північній півкулі, для зони атмосфери на широті $\varphi \geq 90^\circ - \varphi_R$ радіант всю добу буде перебувати над горизонтом; для широт $\varphi < -(90^\circ - \varphi_R)$ буде увесь час під горизонтом, тобто впливу на дану зону атмосфери не буде; для усіх інших широт час його перебування над та під горизонтом буде визначатися різницею довгот $|\lambda - \lambda_R(t)|$. Для радіанта, розміщеного у південній півкулі, міркування аналогічні.

Враховуючи сказане вище, бачимо, що потік метеороїдів певного метеорного потоку $N_{SH}(m \geq m_i, t)$ через довільну площадку верхньої атмосфери буде визначатися як

$$N_{SH}(m \geq m_i, t) = N_{I-SH}(m \geq m_i, t) \cos z_R(t). \quad (15)$$

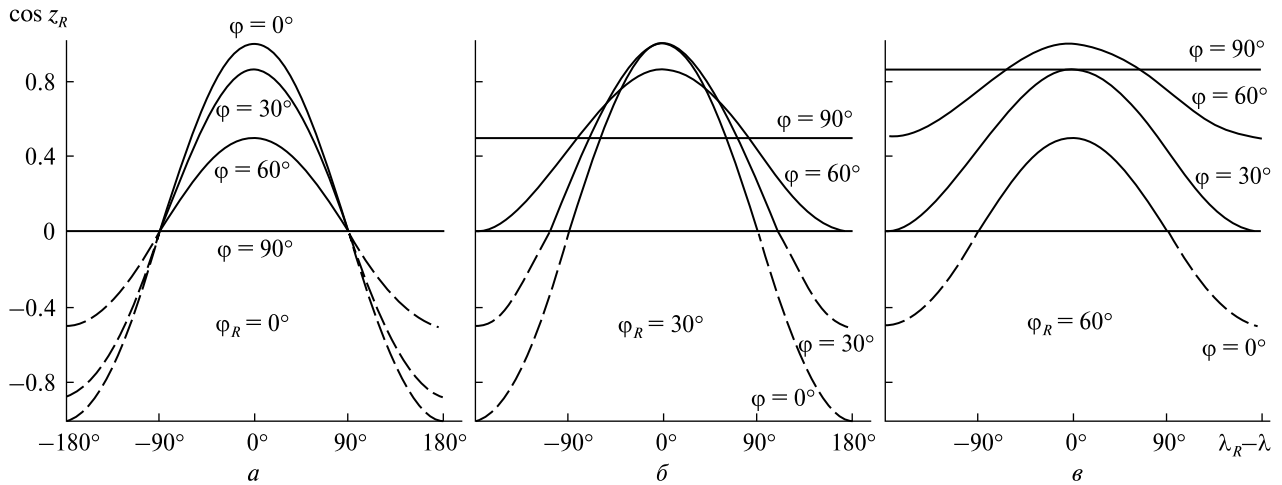


Рис. 3. Зміна величини косинуса зенітної відстані радіанта метеорного потоку протягом доби для трьох різних широт радіанта ($\varphi_R = 0^\circ, 30^\circ, 60^\circ$). Пунктирні криві — радіант під горизонтом, і притоку речовини немає

Саме таку комбіновану величину слід використовувати у формулах (8), (9) для побудови висотного профілю концентрації аерозолію для кожного метеорного потоку. Продемонструємо зміну даної величини $N_{PER}(m \geq m_l, t)$ розглянутого вище метеорного потоку Персеїди 2023 року. Знайдемо $N_{I_PER}(m \geq m_l, t)$ з виразу (12), приймаючи $N_{I_SP} = 4.97 \cdot 10^{-3} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$ (для $m_{cr} = 10^{-18} \text{ г}$), коефіцієнт $f_z(t)$ знайдемо з виразу $f_z(t) = ZHR_{PER}(t) / ZHR_{SP}$, де $ZHR_{PER}(t)$ візьмемо з графіка на рис. 2, а зенітне часове число метеорного фону для визначеності приймемо $ZHR_{SP} \approx 5$. Величину $\cos z_R(t)$ знайдемо з виразу (14). Наприклад, для широти Києва $\varphi \approx +50^\circ$ та схилення радіанта Персеїд $\delta \approx +58^\circ$, а отже, відповідно до (13) і $\varphi \approx +58^\circ$, матимемо результат, приведений на рис. 4. Візуально дана картина нагадує модуляцію високочастотним сигналом (добова варіація — жирна крива) низькочастотного — зміною зенітного годинного числа на дату, яка по суті є амплітудою високочастотного сигналу (дану криву з рис. 3 також приведено на рис. 4 для наочності). Насправді в максимумах різниця широт дорівнює 8° , і реальне годинне число для широти Києва незначно відрізняється від даної плавної кривої, наприклад в головному максимумі воно становить 65.75 проти 66.40, тобто на 0.65. Шкала верхньої осі абсцис є часою і задана в добах, натомість нижня, яка відоб-

ражає екліптичну довготу Сонця, — в градусах. Шкали дещо не збігаються, оскільки один градус Земля проходить по орбіті в середньому (протягом року) за приблизно $365.25 / 360 \approx 1.015$ доби, або 24.35 години, а отже 16° на графіку Земля долає приблизно за 16.23 доби. Спорадичний фон показаний пунктирною кривою. Також на графіку показано подобовий хід зенітного годинного числа метеорів потоку Персеїд для атмосферної площадки на екваторі. Видно, що тоді як для широти Києва радіант змінює на небосхилі положення, залишаючись увесь час над горизонтом (різниця зенітної відстані варіює від 72° до 8°), то для екватора має місце факт заходу радіанта під горизонт (максимальна та мінімальна зенітні відстані радіанта будуть відповідно 58° та 0°) — нижня тонка крива. Очевидно, що критична зона у південній півкулі, де радіант Персеїд взагалі не з'являється над горизонтом, буде обмежена широтою -32° , тому у південній частині Австралії чи у Південній Зеландії притік аерозолів в атмосферу від даного метеорного потоку неможливий (або лише частково за рахунок подальшого повільного дрейфу аерозолів за допомогою горизонтальних атмосферних вітрів).

Залежність формування профілів аерозолію від фізичних параметрів поточкових метеорів. Фізичні параметри метеорів також впливають на величину притоку аерозолів у атмосферу. Про-

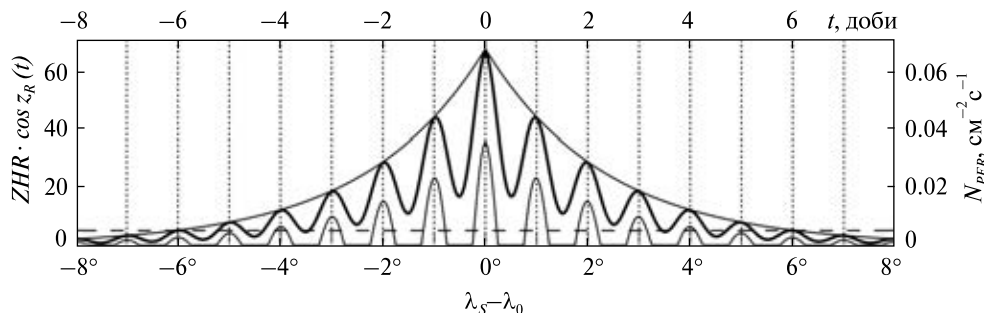


Рис. 4. Хід зміни зенітного годинного числа для метеорів потоку Персеїд 2023 року (для Києва, $\varphi \approx 50^\circ$ — жирна суцільна крива, для екватора — тонка) та притоку N_{PER} частинок в атмосферу (шкала справа); $\lambda_S - \lambda_0$ — екліптична довгота Сонця відносно максимуму активності потоку, t — час; горизонтальна штрихова пряма — спорадичний фон

являється це при використанні формул (6) та (7), куди входять константи C_T та C_V , та заданою функцією розподілу щільності атмосфери $\rho_A(H)$. При аналітичних розрахунках ми користуємося класичним експоненційним розподілом $\rho_A(H) = \rho_A(0)\exp(H/H^*)$ з середнім значенням висоти однорідної атмосфери $H^* = 7 \cdot 10^5$ см та щільністю атмосфери на рівні моря $\rho_A(0) = 0.0016$ г/см³ [15]. При проведенні чисельних розрахунків було б правильніше користуватися сучасними моделями атмосфери. Константою C_T та C_V в попередніх роботах [8, 9] ми позначили вирази

$$C_T = 24\beta\sigma_{c_R}AH^*\exp(1)(T_{melt}^4 - T_0^4)/\Lambda\rho_M^{2/3}$$

та

$$C_V = c_RAH^*\rho_M^{-2/3}$$

відповідно, де $\beta \leq 1$ — коефіцієнт теплового випромінювання метеороїда, що характеризує відхилення від випромінювання абсолютно чорного тіла, σ — стала Стефана — Больцмана; c_R — коефіцієнт опору повітря, A — параметр форми метеорного тіла, T_{melt} і T_0 — температура плавлення та початкова температура частинки яка дорівнює рівноважній в полі сонячної радіації на відстані 1 а. о., Λ — безрозмірний коефіцієнт теплопередачі, ρ_M — щільність метеороїда. У роботах [8, 9] ми брали такі значення для кам'яних частинок: $\beta = 1$, $c_R = 1$, частинки вважалися сферичними $A = \pi(3/4\pi)^{2/3}$, $T_{melt} = 1600$ К, $T_0 = 276$ К, $\rho_M = 3$ г/см³. У випадку залізних частинок слід було б взяти значення $\Lambda = 0.75$, $\rho_M = 7.6$ г/см³, $c_R = 1.25$, $T_{melt} = 1800$ К [15], однак зараз ми розглядаємо метеорні потоки які складаються з кам'яного компонента.

Як видно, суттєву роль відіграють такі фізичні параметри часток, як їхня щільність, температура плавлення, параметр форми тощо. Щільність тіл та температура плавлення може суттєво варіювати для різних метеорних потоків. Крім того, ми використовуємо саме температуру плавлення 1600 К, вважаючи, що з моменту плавлення розпочинається абляція речовини, хоча можна було б використати і температуру інтенсивного випаровування 2100 К, що певним чином змінило б параметри атмосферної фільтрації метеороїдів на метеори та аерозолі, та змінило би висоти формування аерозольних профілів.

Атмосферна фільтрація потокових метеороїдів на аерозолі та метеори. Фільтрація космічних часток на аерозолі або метеори при їхньому русі у земній атмосфері, які належать до певного метеорного потоку, визначається формулою (6). При цьому швидкість метеорного потоку є постійною, і основною величиною, яка забезпечує перетворення частинки даної маси на аерозоль або метеор, є величина $\cos z_R(t)$, залежна від часу. Залежність z_R від v для всього діапазону швидкостей для різних мас показано на рис. 5, а. Кожна крива на рисунку відповідає певній масі метеороїда (числа відповідають порядку маси), вірніше критичному значенню маси, коли нерівність (6) перетворюється на рівняння. Даний рисунок охоплює увесь діапазон можливих швидкостей метеорів, тобто може використовуватись для будь-яких метеорних потоків та метеорів спорадичного фону. Для будь-якої маси на рис. 5, а уся зона площини графіка, яка роз-

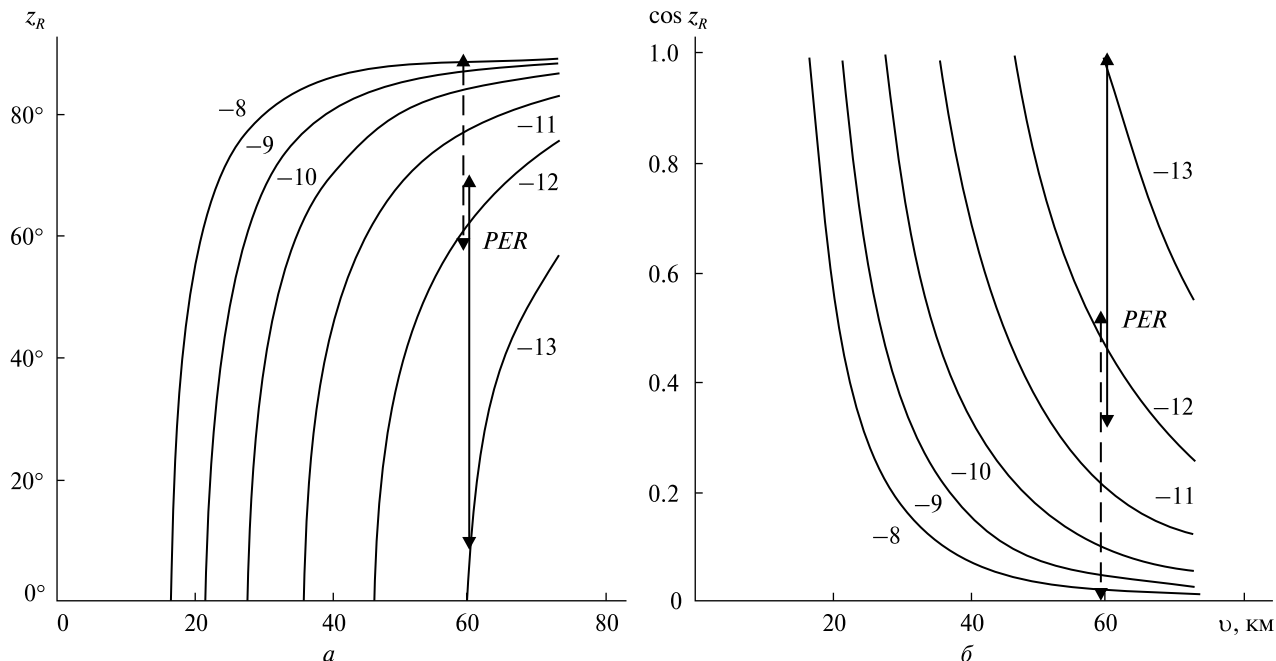


Рис. 5. Графік розділення метеороїдів у відповідності до нерівності (6) на метеори та аерозолі для різних мас та всього діапазону швидкостей (числа біля кривих — порядок маси): *a* — залежність зенітної відстані від швидкості (зона вгорі зліва від кожної кривої — аерозолі, знизу справа — метеори); *б* — залежність косинуса зенітної відстані від швидкості (знизу зліва від кожної кривої — аерозолі, вгорі справа — метеори)

міщена знизу справа від відповідної кривої, відповідає зоні утворення метеорів, і в даній задачі нас не цікавить. Зона вгорі зліва відповідає аерозолям. Зокрема видно, що усі частинки з масами $m < 10^{-14}$ г перетворюються на аерозоль. Рис. 5, *б* відповідає залежності від швидкості безпосередньо косинуса зенітної відстані: аерозолі — зона знизу зліва від кривої, метеори — вгорі справа.

Для певного метеорного потоку швидкість постійна, і ми маємо розглядати лише вертикальний розріз даного графіка. Для прикладу знову наведено відповідну залежність для метеорного потоку Персеїди ($v \approx 60$ км/с), для широти Києва — добовий притік неперервний, та екватора — добовий притік розривний, $58^\circ \geq z_R \geq 0^\circ$, аналогічно до рис. 4. Для кращої наочності криві на рис. 5 штучно зміщено одна відносно одної. Стрілки означають що зенітна відстань протягом доби спочатку збільшується від мінімуму до максимуму, а потім зменшується у зворотному напрямку. Графік на рис. 5, *a* приведений радше для наочності, оскільки зенітна відстань, вира-

жена в градусах, сприймається простіше, аніж числа, що відповідають значенням косинуса, однак до нерівності (6) входить саме $\cos z_R$, а сама нерівність для певного потоку трансформується до вигляду

$$m_{PER} \leq \left[\frac{C_T}{v_{PER}^3 \cos z_R(t)} \right]^3. \quad (16)$$

Тому надалі будемо звертатися безпосередньо до рис. 5, *б*. Для метеорного потоку формула (16) демонструє граничну масу для даного моменту часу ($\cos z_R(t)$), нижче значення якої будуть утворюватися аерозолі, вище — метеори. На рис. 6 показано періодичний добовий хід зміни критичної маси для потоку Персеїд від косинуса зенітної відстані радіанта для Києва. Як видно, при зміні зенітної відстані критична маса частинок потоку, яка розподіляє їх на аерозолі та метеори, варіює у межах приблизно півтора порядки. Мінімальне критичне значення для положення радіанта у меридіані становить близько 10^{-13} г, а отже, усі важчі метеороїди в цей період стануть метеорами. Таке низьке значення критичної маси пояснюється

досить великою швидкістю метеорів потоку Персеїди. Даний графік приведено для широти Києва ($8^\circ \leq z_R \leq 72^\circ$), але загалом може бути розширений до значень $0^\circ \leq z_R \leq 90^\circ$. Для інших метеорних потоків крива буде проходити аналогічно, але вище чи нижче, в залежності від швидкості метеороїдів потоку. Так, для швидших потоків, наприклад Леонід, крива буде проходити нижче, збільшуючи масову долю метеорів і відповідно зменшуючи кількість аерозолів.

Розподіл за висотою формування профілів концентрації аерозолію dn/dt поточкових метеорів. Якщо описувати послідовно формування утворення профілю аерозолію від висоти — зміну концентрації часток за одиницю часу (та в часі) то картина виглядає таким чином. У даний момент часу t кількість частинок N_i з розподілом за масами (3) влітає в атмосферу під кутом z_R до нормалі, починає взаємодіяти з атмосферою (час взаємодії — менше однієї секунди) що призводить до нагрівання частинок та їхнього гальмування. Остаточно через гальмування частинки «зупиняються» на висотах H_S , тобто повністю втрачають свою космічну швидкість, що визначається рівнянням (7). При цьому частина метеороїдів протягом руху досягає температури плавлення (або випаровування) і перетворюється на метеор, втрачаючи шанс стати аерозолем, у відповідності до нерівності (6). В обох рівняннях, крім косинуса зенітної відстані та маси частинки, важливу роль також відіграє швидкість метеороїдів, яка для метеорного потоку є константою. На відміну від спорадичного фону, який діє неперервно на всю земну поверхню, метеорний потік локалізований у часі глобально протягом активності метеорного потоку — часом перетину Землею його меж, так і локально через добове обертання планети, а отже, залежить від широти місця і довготи, яка є в свою чергу функцією часу. Останній фактор робить по суті єдиним ключовим елементом косинус зенітної відстані радіанта $\cos z_R(t)$, який і потрібно розрахувати попередньо на необхідний проміжок часу. При цьому, у відповідності до формули (7), та як видно з рис. 6, при малих значеннях $\cos z_R$ масивніші частинки також можуть стати аерозолями — права частина кривої на рис. 6, тоді

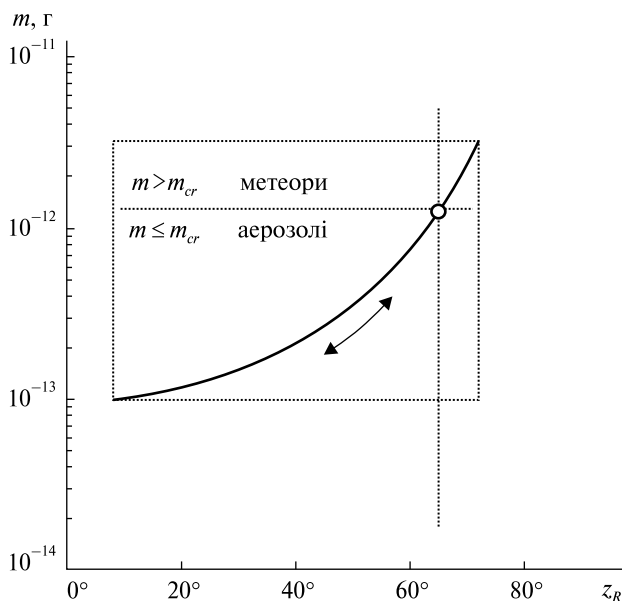


Рис. 6. Зміна граничної маси протягом доби для метеорного потоку Персеїди на широті Києва ($\varphi \approx 50^\circ$)

як при великих значеннях косинуса, тобто при майже вертикальному вході в атмосферу, ці масивні частинки уже перетворюються на метеори, і критична маса зменшується — лівий край кривої на рис. 6.

Таким чином, кількість метеороїдів даного потоку, яка увійде в атмосферу за секунду через одиницю площі, визначиться загальною формулою

$$dN(m,t) = N_i(t) \cos z_R(t) p_m(m) dm. \quad (17)$$

Фільтрація атмосферою метеороїдів на метеори і аерозольні частки не змінює форми розподілу $p_m(m)$ аерозольних часток за масами — розподіл Парето (3), а лише вкорочує його правий край (великі маси) згідно з поточною критичною масою $m_{cr}(t)$ у відповідності до рис. 6. Оскільки між масою аерозольної частинки m та висотою її «зупинки» H_S є однозначна залежність (7), то її можна продемонструвати на прикладі того ж потоку Персеїд для Києва при різних значеннях $z_R(t)$. Для побудови таких графіків скористаємося виразом (7), переписаним у зручній формі:

$$H_S(m,t) = -H^* \ln \left[\frac{m^{1/3} \cos z_R(t)}{C_V \rho_A(0)} \ln \frac{v}{v_S} \right]. \quad (18)$$

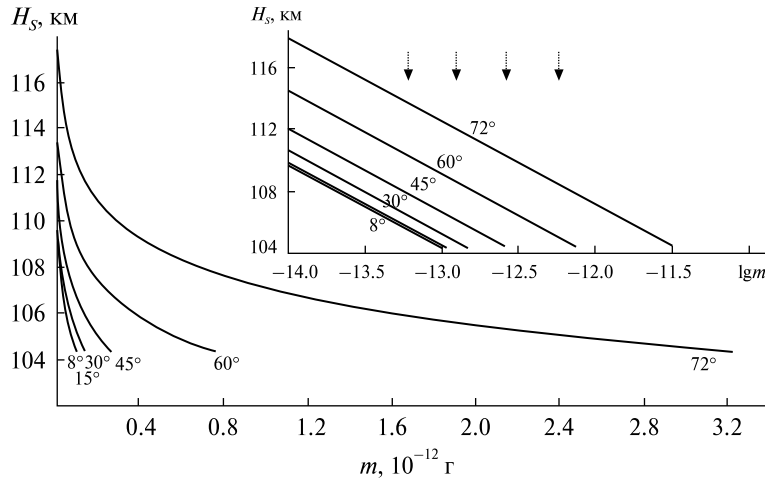


Рис. 7. Залежність висоти H_S «зупинки» метеороїдів від їхньої маси m (потік Персеїди, широта Києва, $\varphi \approx 50^\circ$). Числа біля кривих — значення кута z_R . На вставці приведено ті ж залежності, але від $\lg m$

Графіки залежності H_S від m у відповідності до (18) представлено на рис. 7. Криві приведені для ряду значень $\cos z_R(t)$ з того ж діапазону $8^\circ \leq z_R \leq 72^\circ$ для потоку Персеїд на широті Києва. На вставці приведено ті ж залежності, але від $\lg m$. Графіки на рис. 7 дозволяють наглядно уявити еволюцію формування аерозолю протягом доби. Верхня крива, що відповідає максимальній зенітній відстані $z_R = 72^\circ$, поступово зміщується вліво вниз — при цьому висоти зупинки для частинки тієї ж маси зменшуються через збільшення косинуса зенітної відстані радіанта. Значення критичної маси, у відповідності до (6), при цьому також поступово зменшується — від $m_{cr} \approx 3.2 \cdot 10^{-12}$ г для $z_R = 72^\circ$ до $m_{cr} \approx 9.8 \cdot 10^{-14}$ г

Таблиця 1. Висоти «зупинки» аерозольних часток для різних значень мінімальної та критичних мас в залежності від поточного значення зенітної відстані метеороного потоку Персеїди над Києвом

$z_R(t)$	$H_S(m_{\min}),$ км ($m_{\min} = 10^{-18}$ г)	$m_{cr}, 10^{-14}$ г	$H_S(m_{cr}),$ км
8°	131.16	9.8	104.35
15°	131.34	11	104.35
30°	132.10	15	104.35
45°	133.52	27	104.35
60°	135.95	76	104.35
72°	139.32	320	104.35

для $z_R = 8^\circ$. Далі починається зворотний процес. Висота зупинки при цьому, однак, залишається постійною і дорівнює приблизно $H_S \approx 104.35$ км. Даний факт видається несподіваним, однак коли у рівняння для зупинки (7) підставити граничне значення для маси з нерівності (6), то отримаємо

$$H_S = -H^* \ln \left[\frac{C_T \ln(v/v_S)}{C_V v^3 \rho_A(0)} \right], \quad (19)$$

звідки видно, що критична висота зупинки метеороїда не залежить від маси та кута входження, а лише від швидкості, яка для метеороного потоку є постійною величиною. Висоти зупинки частинок мінімальних мас $m = 10^{-18}$ г та критичних мас m_{cr} для значень $z_R(t)$ у відповідності до приведених кривих на рис. 7 приведено в табл. 1.

Для того щоб представити розподіл (17) утворених аерозольних часток як функцію висот «зупинки», скористаємося трансформацією розподілів у відповідності до законів математичної статистики:

$$p_H(H_S) dH_S = p_m(m) dm, \quad (20)$$

звідки отримуємо остаточно

$$p_H(H_S) = p_m(m\{H_S\}) \left| \frac{dm\{H_S\}}{dH_S} \right|. \quad (21)$$

Залежність $m\{H_S\}$ також знаходиться з виразу (7), і в явному вигляді записується так:

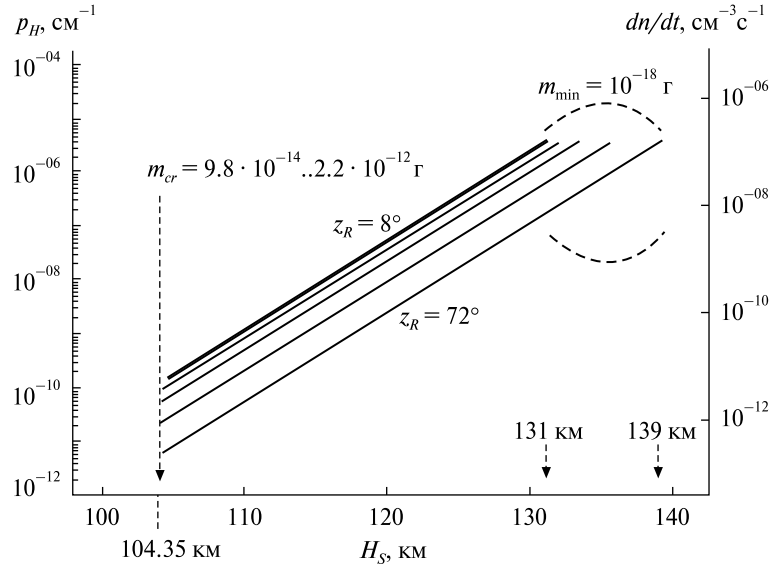


Рис. 8. Щільність p_H розподілу притоку «космічних» аерозолів у мезосферу від висоти H_S для потоку Персеїди-2023 над Києвом ($\varphi \approx 50^\circ$) для різних значень зенітної відстані радіанта z_R (шкала зліва); зміна концентрації dn/dt частинок для середньої величини притоку $0.04 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ (шкала справа)

$$m\{H_S\} = \left[\frac{C_V \rho_A(0) \exp(-H_S / H^*)}{\ln(v / v_S) \cos z_R(t)} \right]^3. \quad (22)$$

Можна легко показати, що детермінант переходу буде рівний

$$\left| \frac{dm\{H_S\}}{dH_S} \right| = \frac{3}{H^*} m\{H_S\}, \quad (23)$$

де значення $m\{H_S\}$ береться з виразу (22). Остаточно, враховуючи розподіл $p_m(m)$ у явному вигляді з (3) та рівняння (21)–(23), отримаємо для висотного розподілу

$$p(H_S, t) = \frac{3km_l^k}{H^*} \frac{1}{m\{H_S\}^k}. \quad (24)$$

Підставляючи вираз (24) у (17), отримаємо $dN(H_S, t) = N_l(t) \cos z_R(t) p_H(H_S, t) dH_S$, або, враховуючи, що $dN(H_S, t)$ має розмірність «кількість частинок через одиничну перпендикулярну площадку за одиницю часу», та ввівши до розгляду концентрацію аерозолів як «кількість частинок в кубічному сантиметрі» отримаємо остаточну формулу для подальшого застосування:

$$\frac{dn(H_S, t)}{dt} = N_l(t) \cos z_R(t) p_H(H_S, t), \quad (25)$$

де $p(H_S, t)$ розраховується з виразу (24) з урахуванням (22), а $\cos z_R(t)$ розраховується незалежно для кожного метеорного потоку та положення на планеті з виразу (14). Виведена формула (25) є кінцевою метою даних розрахунків — за її допомогою можна побудувати профіль зміни концентрації аерозолію космічного походження для будь-якого метеорного потоку.

Відповідний графік для потоку Персеїд-2023 для Києва приведено на рис. 8. Видно, що отримані результати повністю відповідають табл. 1. Права вісь ординат, яка відображає безпосередньо зміну концентрації профілю, очевидно, є наближеною. По-перше, кожна крива має різне положення у відповідності до зміни косинуса зенітної відстані радіанта, а отже, мала б мати свою власну відповідну вісь ординат. По-друге, амплітудний множник, який входить до (25), у відповідності до (15) має вигляд $N_{PER}(m \geq m_l, t) = N_{l_PER}(m \geq m_l, t) \cos z_R(t)$, де обидва множники залежать від часу, як показано на рис. 4, і варіюють в діапазоні від 0 до 0.06, а отже, щільності розподілу (ліва вісь ординат на рис. 8) можна поставити у відповідність за (25) лише деяке середнє значення $N_{PER}(m \geq m_l, t)$ — було вибрано $0.04 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$.

ВИСНОВКИ

Розроблена модель формування атмосферного аерозолі з метеорних потоків є продовженням, чи розширенням аналогічної моделі для метеороїдів спорадичного фону. Вона використовує ті ж рівняння метеорної фізики. Суттєвою відмінністю у формуванні вертикального аерозольного профілю — зміни концентрації частинок з висотою — є той факт, що утворення відповідного профілю відбувається за відносно короткий проміжок часу активності метеорного потоку — дні, тижні, трохи більше місяця; а також той факт, що формування профілю відбувається по-різному у різних частинах планети. Іншими словами, збільшення концентрації потокового аерозолі відбувається (якщо відбувається) лише для тих широт і довгот, для яких радіант метеорного потоку лежить над горизонтом.

Модель є універсальною, і її можна застосувати для будь-якого реального чи модельного метеорного потоку. Вхідними величинами при цьо-

му будуть розподіл потокових метеорів за масами поперек та вздовж метеорного потоку, елементи геліоцентричної орбіти потоку, час активності — відтак зміну концентрації потокового аерозолі в атмосфері з висотою можна розрахувати для будь-яких географічних координат атмосферної ділянки. Далі, комбінуючи вплив спорадичного фону та потоку, можна розглядати задачу моделювання вертикального дрейфу частинок вниз до поверхні Землі (або зони турбулентності), що і планується реалізувати як продовження даної роботи.

Роботу виконано в Астрономічній обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка в рамках фінансування Міністерства освіти і науки України: держбюджетна тема № 22БФ023-02 «Діагностика пилу в активних малих тілах Сонячної системи та навколоземному космічному просторі», номер держреєстрації: 0122U001911.

REFERENCES

1. Blaauw R. C., Campbell-Brown M. D., Weryk R. J. (2011). A meteoroid stream survey using the Canadian Meteor Orbit Radar. III. Mass distribution indices of six major meteor showers. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **414**, 3322—3329.
2. Britt D. T., Consolmagno G. J. (2003). Stony meteorite porosities and densities: a review of the data through 2001. *Meteoritics and Planet. Sci.*, **38** (8), 1161—1180.
3. Drolshagen G., Moorhead A. V. (2019). *The meteoroid impact hazard*. Sources of meteors on earth and beyond. Part 5. Section 11. Eds G. O. Ryabova, D. J. Asher, M. D. Campbell-Brown. Cambridge: University Press, 90—115.
4. Campbell-Brown M. D., Jones J. (2006). Annual variation of sporadic radar meteor rates. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **367**, 709—716.
5. Hrgjan A. Kh. (1969). *Atmospheric physics*. Leningrad: Hydrometeoizd.
6. Janches D., Brunini C., Hormaechea J. L. (2019). Decade of sporadic meteoroid mass distribution indices in the southern hemisphere derived from SAAMER's meteor observations. *Astron. J.*, **157** (6), 240 (10 p).
7. Kozak P. M. (2003) A vector method for the determination of trajectory parameters and heliocentric orbit elements of a meteor in TV observations. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **19** (1), 62—76.
8. Kozak P. M., Kruchynenko V. G. (2011). Formation of the aerosol of space origin in earth's atmosphere. *NASA Tech. Rep.* "Meteoroids: The Smallest Solar System Bodies". Eds W. J. Cooke, D. E. Moser, B. F. Hardin, D. Janches. NASA/CP-2011-216469, 181—191.
9. Kozak P. M., Kruchynenko V. G., Kruchenitsky G. M., Ivchenko V. M., Kozak L. V., Belokrinitskaya L. M., Taranukha Yu. G., Rozhilo O. O. (2010). Transformation of sporadic low-mass meteoroid component into the aerosol of the Earth's upper atmosphere. *Kosm. nauka tehnol.*, **16** (4), 13—21.
10. Kozak P. M., Luk'yanyk I. V., Kozak L. V., Stelya O. B. (2023). Using geodetic, geocentric, and topocentric coordinate systems in meteor astronomy and related tasks. *Space Science and Technology*, **29** (5), 69—78.
11. Kozak P. M., Rozhilo O. O., Kruchynenko V. G., Kazantsev A. M., Taranukha Y. G. (2007). Results from 2002 Leonid meteor storm TV observations in Kyiv. *Adv. in Space Res.*, **39** (4), 619—623.
12. Kozak P., Stariy S. (2020). Determination of equatorial coordinates of bolide from observations with stationary low-sensitive home guard video camera. *Bull. Taras Shevchenko Nat. Univ. Kyiv. Astronomy*, **2** (62), 6—10.

13. Kozak P. M., Watanabe J. (2017). Upward-moving low-light meteor. I. Observation results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **467** (1), 793–801.
14. Kruchynenko V. G. (2002). Influx of space bodies onto Earth in large mass interval. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **18** (2), 114–127.
15. Levin B. Yu. (1956). *Physical theory of meteors and meteoric matter in the Solar system*. Moscow: AN SSSR, 296 p.
16. Moorhead A. V., Auriane E., Brown P. G., Moser D. E., Cook W. J. (2019). Meteor shower forecasting in near-Earth space. *J. Spacecraft and Rockets*, **56**, 1531–1545.
17. Öpik E. J. (1937). Researches on the physical theory of meteor phenomena. *Publ. Observ. Astron. Tartu*, **29** (5), 67 p.
18. Porubcan V., Hajduk A., Celovani G., Grassi G., Trivellone G. (1997). Mass distribution of the Lyrid meteoroid stream from forward-scatter meteor observation. *Contrib. Astron. Observ. Skalnaté Pleso*, **27**, 97–103.
19. Rendtel J. (2006). Visual sporadic meteor rates. *WGN. The journal of the IMO*, **34** (3), 71–76.
20. Spurný P., Betlem H., Jobse K., Koten P., van't Leven J. (2000). New type of radiation of bright Leonid meteors above 130 km. *Meteoritics and Planet. Sci.*, **35** (5), 1109–1115.
21. Voloshchuk Y. I., Kashcheev B. L., Kruchynenko V. G. (1989). *Meteors and meteor substance*. Kiev: Naukova Dumka, 293 p.

Стаття надійшла до редакції 30.04.2024

Після доопрацювання 19.07.2024

Прийнято до друку 23.07.2024

Received 30.04.2024

Revised 19.07.2024

Accepted 23.07.2024

P. M. Kozak, Cand. Sci. in Phys. Math., Senior Researcher

E-mail: kpm@knu.ua

Astronomical Observatory of Taras Shevchenko National University of Kyiv

3, Observatorna Str., Kyiv, 04053 Ukraine

MODELING OF INFLUENCE OF METEOR SHOWERS ON THE FORMATION OF SPACE ORIGIN AEROSOL ALTITUDINAL DENSITY PROFILES IN UPPER ATMOSPHERE

The model of space-origin aerosol formation in the atmosphere from meteor streams is proposed. The components of the model are the physical and kinematic parameters of the meteor shower, characteristics of the atmosphere, and the base equations of meteor physics: the equation of deceleration and the equation of energetic balance. The input parameters of a meteor shower are considered to be the meteor stream heliocentric orbit elements, the distribution of meteors by masses across and along the meteor stream, and the physical properties of meteoroids. For meteors of the sporadic background, the meteoroid influx was formed by a three-dimensional distribution: by masses of cosmic particles, their pre-atmospheric velocities, and radiant zenith angles. In the case of a meteor stream, just the radiant zenith angle, which is a function of time, plays a key role. The velocity of a meteor shower is obviously constant (statistical scattering can be neglected). The distribution by masses, which is described by the Pareto distribution, remains in the final equation of the aerosol density change dn/dt . However, at the same time, the meteor influx modification caused by the diurnal radiant's zenith angle variation results in a shift of the distribution's right tail, i.e., the maximal mass value of the space particle, which still remains an aerosol, not transforming into a meteor. It is shown that the influx of cosmic substances through a unit mesosphere area at an altitude of 100 km creates the altitudinal aerosol profile in the atmosphere from a meteor shower. This influx varies based on the geographic position of the area, meaning it depends on geographic coordinates. Besides, the substance influx into a fixed place of the atmosphere periodically changes during the day. It is clearly demonstrated that some meteor showers do not influence some parts of the planet since their radiants do not arise above the horizon and, accordingly, do not form an aerosol. After atmospheric selection of meteoroids into aerosols and meteors, the heights of stop (complete loss of the space velocity) of the aerosol particles, finally forming the altitudinal profile density dn/dt from the given meteor shower, are calculated. For obviousness, the results of all calculations are demonstrated for the Perseid meteor shower and Kyiv latitude.

Keywords: modeling, aerosol, aerosol concentration, meteor, meteor shower.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.054>
УДК 531.768

Ю. Ю. ЮР'ЄВ¹, в. о. Директора-Головного конструктора
E-mail: u3@ukr.net

М. Г. ЧЕРНЯК², канд. техн. наук, доцент, доцент
ORSID: <http://orcid.org/0000-0002-3615-8745>
E-mail: chernyak_dk@ukr.net

М. П. ЛЕСЮК², магістр, аспірант
ORSID: <https://orcid.org/0009-0004-8481-8340>
E-mail: markiyanyesuyuk@outlook.com

¹ Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»
вул. Князів Острозьких 8, Київ, Україна, 01010

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського»
вул. Боткіна 1, Київ, Україна, 03056

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ІНЕРЦІАЛЬНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ГОРИЗОНТАЛЬНИХ ПРОЄКЦІЙ ЛІНІЙНОЇ ШВИДКОСТІ ТА КООРДИНАТ КРЕЙСЕРСЬКОГО РУХОМОГО ОБ'ЄКТА

Розглянуто задачу підвищення точності визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта крейсерського типу автономною інерціальною навігаційною системою, побудованою на базі акселерометрів середньої точності. Зазвичай вказані похибки такої системи збільшуються лінійно та квадратично від часу її автономної роботи. Головною причиною такого збільшення є інтегрування інструментальних адитивних похибок її горизонтальних акселерометрів. Запропоновано всередині автономної інерціальної навігаційної системи навмисно формувати гармонійний характер інструментальних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів. Це призводить до того, що похибки визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості не збільшуються в часі при інтегруванні, а похибки координат збільшуються лише лінійно в часі при другому інтегруванні. Цей підхід сприяє підвищенню точності системи та можливості збільшення часу її автономної роботи з забезпеченням необхідної точності.

Формування гармонійних адитивних похибок горизонтальних акселерометрів пропонується виконувати шляхом обертання цих акселерометрів навколо вертикальної осі об'єкта. Отримано математичну модель визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта у випадку такого обертання акселерометрів, а також математичну модель похибок цього визначення. Ефективність запропонованого способу підвищення точності визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта, та адекватність усіх отриманих у статті математичних моделей підтверджено експериментальними дослідженнями.

Ключові слова: крейсерський рухомий об'єкт; акселерометр; інструментальна адитивна похибка; навігаційна похибка; математична модель; точність вимірювання; інтегрування; лінійна швидкість; координати.

Цитування: Юр'єв Ю. Ю., Черняк М. Г., Лесюк М. П. Підвищення точності інерціального визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат крейсерського рухомого об'єкта. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 5 (150). С. 54—61. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.054>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Відомо, що інструментальні адитивні похибки акселерометрів (АК) інерціальних навігаційних систем (ІНС) призводять до накопичування у часі навігаційної похибки та погіршення точності розв'язків навігаційної задачі з часом. Як наслідок, час автономної роботи ІНС з заданою точністю є обмеженим [1, 2]. На сьогодні основним шляхом усунення цього недоліку ІНС, викликаного інструментальними похибками АК, є підвищення точності АК за рахунок вдосконалення технологій їхнього виготовлення. Однак для багатьох акселерометрів можливості такого підвищення їхньої точності обмежені, оскільки сучасні технології їхнього виготовлення і так доведені до дуже високого рівня [4, 5].

Тому актуальним є питання структурного підвищення точності і збільшення часу автономної роботи ІНС за рахунок зменшення впливу інструментальних адитивних похибок АК на відповідні похибки визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта.

Відомі такі спроби підвищення точності для мікроелектромеханічних акселерометрів низької точності [6, 7, 8]. В статтях пропонується використовувати техніку модуляції адитивної похибки АК шляхом його обертання навколо осі, перпендикулярної до його вимірювальної осі. При цьому АК розташовується на поворотній платформі всередині корпусу ІНС. Результати досліджень показують, що таким обертанням АК можливо модулювати їхні власні адитивні похибки та зменшувати похибки швидкості та координат в ІНС.

Для АК середньої точності такий підхід поки ще не застосовується, оскільки вони відповіда-

ють вимогам щодо точності до більшості сучасних комплексованих ІНС. У випадку необхідності застосування цих АК у автономних системах середньої точності такий шлях зменшення впливу їхніх інструментальних адитивних похибок на точність отримуваних швидкості та координат в ІНС нам видається доцільним і буде розглядатися нижче.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Нехай результат вимірювання акселерометром проєкції уявного лінійного прискорення рухомого об'єкта на його вимірювальну вісь має вигляд

$$\hat{a}_a(t) = a_{\text{ист}}(t) + \Delta_{a0},$$

де $a_{\text{ист}}$ — невідоме істинне значення проєкції лінійного прискорення на його вимірювальну вісь, Δ_{a0} — адитивна похибка вимірювання АК, t — час автономної роботи.

Відомо, що адитивні похибки визначення в автономній ІНС крейсерського рухомого об'єкта його лінійної швидкості у першому наближенні можна знайти шляхом інтегрування адитивних похибок акселерометрів, а похибки визначення координат Δ_{s0} — шляхом їхнього подвійного інтегрування [2]. Саме ці інтегрування є джерелом накопичування відповідних похибок автономної ІНС з часом.

У табл. 1 приведено необхідні математичні залежності, за якими формуються вказані похибки автономної ІНС крейсерського рухомого об'єкта (за визначений час t її роботи) для сталого у часі і гармонійного ($\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t$ або $\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t$) видів адитивної похибки АК:

$$\Delta_{a0} = \text{const},$$

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t, \quad (1)$$

$$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t. \quad (2)$$

Таблиця 1. Математичні залежності, за якими формуються похибки ІНС

Похибки ІНС	$\Delta_{a0}, \text{ м/с}^2$		
	$\Delta_{a0} = \text{const}$	$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \sin \omega t$	$\Delta_{a0}(t) = \Delta_{a0} \cos \omega t$
$\Delta_{v0}, \text{ м/с}$	$\Delta_{a0} t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega} \cos \omega t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} \sin \omega t$
$\Delta_{s0}, \text{ м}$	$0.5 \Delta_{a0} t^2$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega} t - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \sin \omega t$	$\frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} - \frac{\Delta_{a0}}{\omega^2} \cos \omega t$

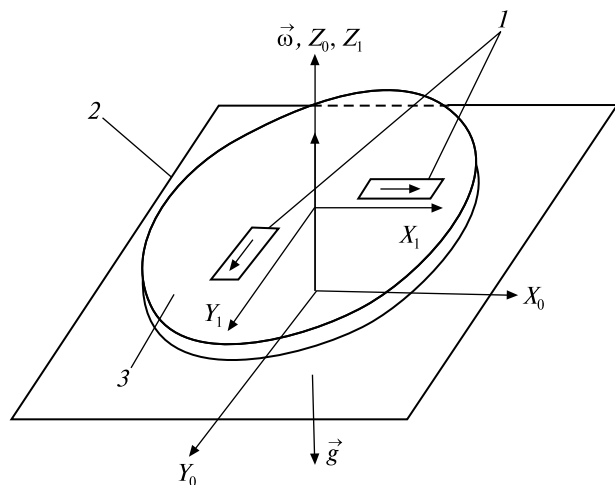


Рис. 1. Розташування АК на поворотній платформі всередині ІНС: 1 — акселерометри, 2 — корпус ІНС, 3 — поворотна платформа

Формули, наведені у таблиці, показують, що для гармонійних похибок АК виду (1) або (2) похибки визначення лінійної швидкості Δ_{v0} мають лише постійні та гармонійні складові, а похибки визначення координат Δ_{s0} містять постійні, гармонійні та лінійно зростаючі в часі складові. При цьому за визначений час t автономної роботи такої ІНС тільки похибки визначення координат будуть лінійно збільшуватися з часом, на відміну від випадку, коли адитивні похибки АК є сталими у часі, а відповідні похибки визначення в ІНС координат збільшуються у часі за квадратичним законом.

Цей факт дає можливість суттєво підвищити точність роботи автономної ІНС крейсерського рухомого об'єкта, якщо буде забезпечено всередині ІНС можливість формування адитивних похибок її АК за гармонійними формулами (1) або (2).

Тому метою статті є:

- розробка математичної моделі способу зменшення впливу адитивних похибок АК на точність визначення горизонтальної лінійної швидкості та координат в автономній ІНС, заснованого на навмисному формуванні всередині ІНС похибок гармонійного виду;
- експериментальна перевірка можливості застосування такого способу для акселерометрів середньої точності.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ

Розглянемо два акселерометри, що встановлені на приблизно горизонтальну поворотну платформу всередині ІНС (рис. 1). Прийнемо, що з корпусом ІНС зв'язана приладова система координат x_0, y_0, z_0 (збігається з системою координат рухомого об'єкта, в який встановлено ІНС), а з платформою зв'язана оберտальна система координат x_1, y_1, z_1 . При цьому вимірювальні осі АК збігаються з осями x_1, y_1 .

Для формування потрібних для застосування способу адитивних похибок акселерометрів ІНС за гармонійними формулами (1) або (2) будемо виконувати обертання платформи з АК із постійною кутовою швидкістю ω навколо її вертикальної осі z_0 .

На рис. 2 показано проєкції прискорення рухомого об'єкта на осі приладової системи координат і вимірювальної осі АК у процесі обертання. Нехай, відповідно до рис. 2, кут повороту платформи змінюється із кутовою швидкістю $\pm\omega$:

$$\phi_{\text{іст}} = \pm\omega t. \quad (3)$$

Для отримання проєкцій істинного прискорення рухомого об'єкта у приладовій системі координат будемо застосовувати виміряні давачем кута значення фактичного повороту платформи

$$\hat{\phi} = \phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}, \quad (4)$$

де $\Delta_{\phi} \approx \text{const}$ — похибка визначення кута повороту платформи.

Тоді шукані результати вимірювань мають вигляд

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & -\sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \\ \sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \end{bmatrix} \times \\ \times \left[\begin{bmatrix} \cos\phi_{\text{іст}} & \sin\phi_{\text{іст}} \\ -\sin\phi_{\text{іст}} & \cos\phi_{\text{іст}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \right] \text{ при } \omega > 0, \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \\ -\sin(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) & \cos(\phi_{\text{іст}} + \Delta_{\phi}) \end{bmatrix} \times \\ \times \left[\begin{bmatrix} \cos\phi_{\text{іст}} & -\sin\phi_{\text{іст}} \\ \sin\phi_{\text{іст}} & \cos\phi_{\text{іст}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_{0x} \\ \Delta_{0y} \end{bmatrix} \right] \text{ при } \omega < 0. \quad (6)$$

Прийнемо, що похибка вимірювання кута повороту ПП в (4) є малою.

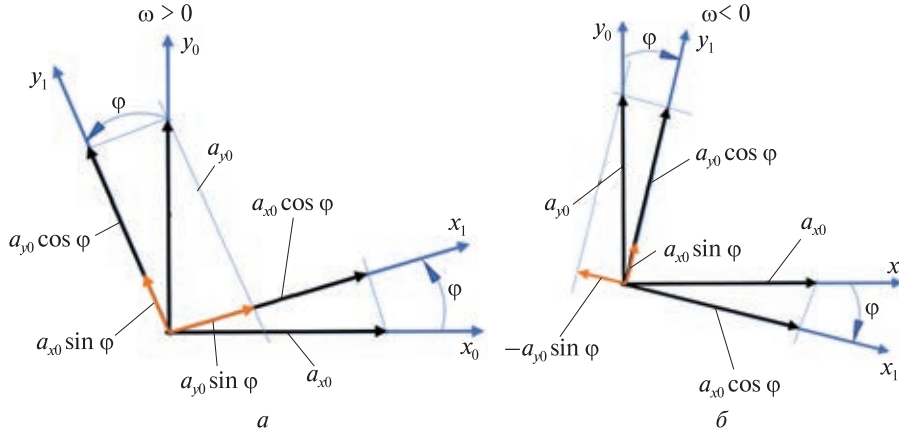


Рис. 2. Проекції прискорення рухомого об'єкта на осі приладової СК і на вимірювальній осі АК при додатній (а) і від'ємній (б) кутових швидкостях ω обертання платформи: a_{x0} , a_{y0} — проекції на осі приладової СК, $\varphi = \varphi_{ист}$ — кут повороту платформи. Проекції на вимірювальні осі АК дорівнюють: $a_{x1} = a_{x0}\cos\varphi + a_{y0}\sin\varphi$, $a_{y1} = a_{x0}\sin\varphi + a_{y0}\cos\varphi$ (для $\omega > 0$) і $a_{x1} = a_{x0}\cos\varphi - a_{y0}\sin\varphi$, $a_{y1} = a_{x0}\sin\varphi + a_{y0}\cos\varphi$ (для $\omega < 0$)

Це дозволяє спростити вирази (5) і (6):

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) & -\sin(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) \\ \sin(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) & \cos(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \text{ при } \omega > 0, \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{x0} \\ \hat{a}_{y0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x0} \\ a_{y0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) & \sin(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) \\ -\sin(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) & \cos(\varphi_{ист} + \Delta\varphi) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta_{a0x} \\ \Delta_{a0y} \end{bmatrix} \text{ при } \omega < 0. \quad (8)$$

З виразів (7), (8), з урахуванням виразу (3), отримуємо формули для адитивних похибок визначення проекцій лінійного прискорення рухомого об'єкта у приладовій системі координат:

$$\Delta_{0x} = \cos(\omega t + \Delta\varphi)\Delta_{a0x} - \sin(\omega t + \Delta\varphi)\Delta_{a0y}, \quad (9)$$

$$\Delta_{0y} = \sin(\omega t + \Delta\varphi)\Delta_{a0x} + \cos(\omega t + \Delta\varphi)\Delta_{a0y}. \quad (10)$$

Формули (9) і (10) є комбінаціями бажаних виразів (1) і (2) для похибок АК з табл. 1.

Проінтегруємо вирази (9), (10) за час T автономної роботи ІНС, вважаючи, що цей час кратний періоду обертання горизонтальних АК навколо вертикальної осі. В результаті отримуємо формули для похибок визначення в ІНС лінійної швидкості рухомого об'єкта:

$$\Delta V_{x0} = \Delta_{a0x} \int_0^T \cos(\omega t + \Delta\varphi) dt -$$

$$\begin{aligned} & -\Delta_{a0y} \int_0^T \sin(\omega t + \Delta\varphi) dt = \\ & = \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \sin(\omega T + \Delta\varphi) - \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \sin \Delta\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \cos(\omega T + \Delta\varphi) - \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \cos \Delta\varphi, \\ \Delta V_{y0} & = \Delta_{a0x} \int_0^T \sin(\omega t + \Delta\varphi) dt + \\ & + \Delta_{a0y} \int_0^T \cos(\omega t + \Delta\varphi) dt = \\ & = -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \cos(\omega T + \Delta\varphi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega} \cos \Delta\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \sin(\omega T + \Delta\varphi) - \frac{\Delta_{a0y}}{\omega} \sin \Delta\varphi. \quad (11) \end{aligned}$$

Після другого інтегрування отримуємо формули для визначення похибок координат в ІНС:

$$\begin{aligned} \Delta S_{x0} & = \Delta_{a0x} \int_0^T \int_0^T \cos(\omega t + \Delta\varphi) dt - \\ & - \Delta_{a0y} \int_0^T \int_0^T \sin(\omega t + \Delta\varphi) dt = \\ & = -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \cos(\omega T + \Delta\varphi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \cos \Delta\varphi + \\ & + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \sin(\omega T + \Delta\varphi) + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \sin \Delta\varphi, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta S_{y0} &= \Delta_{a0x} \int_0^T \int_0^T \sin(\omega t + \Delta_\phi) dt + \\ &+ \Delta_{a0y} \int_0^T \int_0^T \cos(\omega t + \Delta_\phi) dt = \\ &= -\frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \sin(\omega T + \Delta_\phi) + \frac{\Delta_{a0x}}{\omega^2} \sin \Delta_\phi - \\ &- \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \cos(\omega T + \Delta_\phi) + \frac{\Delta_{a0y}}{\omega^2} \cos \Delta_\phi. \end{aligned} \quad (12)$$

З виразів (11), (12) бачимо, що похибки визначення в ІНС лінійної швидкості мають лише постійні та гармонійні складові, а похибки визначення координат — постійні, гармонійні та лінійно зростаючі в часі складові. Це відповідає нашим очікуванням, що представлені у третій і четвертій графах табл. 1.

Додатково зазначимо, що вид метрологічної моделі результату вимірювань акселерометрів та гіроскопів у складі автономної ІНС однаковий. При цьому у складі ІНС, як і у випадку з лінійною швидкістю, кути орієнтації рухомого об'єкта (крен, тангаж) у першому наближенні визначаються шляхом інтегрування результатів вимірювання кутової швидкості за час автономної роботи ІНС.

Виходячи з цього, при застосуванні запропонованого способу до результатів вимірювань горизонтальних гіроскопів похибки визначення в ІНС кутів тангажу і крену матимуть лише постійні та гармонійні складові, за аналогією з формулами (11) для лінійної швидкості, і не будуть зростати у часі, як це відбувається у звичайних автономних ІНС.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ПЕРЕВІРКА МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ЗАПРОПОНОВАНОГО СПОСОБУ ДЛЯ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ СЕРЕДНЬОЇ ТОЧНОСТІ

Об'єктом експериментів є ІНС з обертальною платформою, на якій встановлено два горизонтальні акселерометри. Для імітації такої ІНС використано інерціальний вимірювальний модуль STIM300 [3], встановлений на обертальну платформу стенду ACUTRONIC AC3306, так щоб його два горизонтальні акселерометри розташовувалися відповідно до рис. 2. Проведено п'ять експериментів, з яких три основні та два додат-

кові. Метою експериментів є визначення максимальних значень похибок лінійної швидкості та координат за час автономної роботи ІНС.

В експерименті E0 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = 0$. (платформа не обертається, ІНС працює без застосування запропонованого способу)

В експерименті E1 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = 36^\circ/\text{с}$ (платформа обертається з постійною кутовою швидкістю).

В експерименті E2 час автономної роботи $t = 30$ хв, швидкість обертання платформи $\omega = \pm 36^\circ/\text{с}$ (платформа обертається з постійною кутовою швидкістю та періодично змінює напрямок свого обертання).

У кожному експерименті за результатами вимірювань АК в приладовій системі координат визначено лінійні швидкості і координати за відповідний час. Вважаючи, що поворотний стенд є нерухомим, ці результати будуть похибками визначення лінійної швидкості і координат.

На рис. 3 зображено залежності похибок визначення лінійної швидкості та координат в ІНС від часу в експериментах E0 та E1. Видно, що в експерименті E1 ці похибки збільшуються значно повільніше, ніж в експерименті E0. На рис. 4 наведені аналогічні графіки для експериментів E0 та E2.

Таблиця 2. Значення похибок лінійної швидкості та координат в ІНС за час T автономної роботи (час виконання експериментів)

Експеримент	$ \Delta V_x^{Ei} $, м/с	$ \Delta V_y^{Ei} $, м/с	$ \Delta S_x^{Ei} $, км	$ \Delta S_y^{Ei} $, км
$T = 30$ хв				
E0	43	17	38	15
E1	3	0.71	3	0.54
$n_1^{(V,S)}$	14	24	12	28
E2	1.0	1.3	1.2	0.8
$n_2^{(V,S)}$	43	13	32	19
$T = 1$ год				
E3	85	34	153	61
E4	0.8	0.6	1.3	0.8
$n_4^{(V,S)}$	106	57	118	76

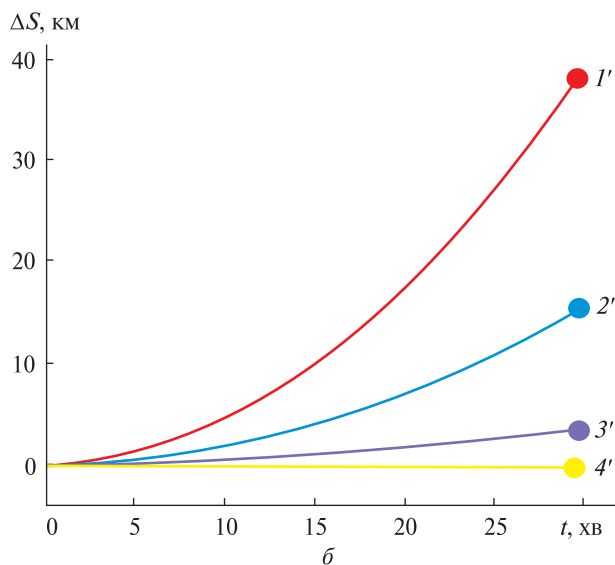
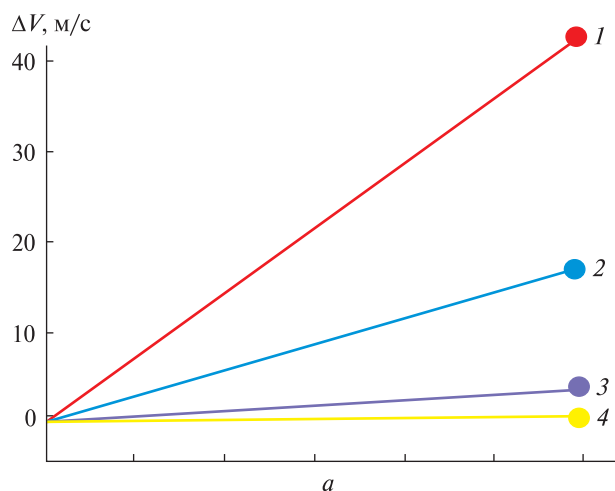


Рис. 3. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (*a*) та координат (*b*) в ІНС з часом в експериментах E0 та E1: 1 – $|\Delta V_x^{E0}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E0}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E1}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E1}|$, 1' – $|\Delta S_x^{E0}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E0}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E1}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E1}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

Порівняємо між собою максимальні значення похибок визначення проєкцій лінійної швидкості та координат в експериментах E1, E2 з E0 (табл. 2).

Для оцінки ефективності застосованих схем обертання в експериментах використаємо два коефіцієнти зменшення впливу:

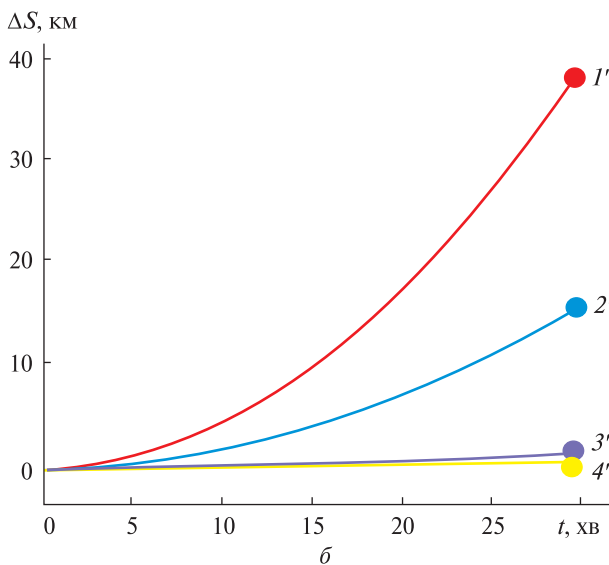
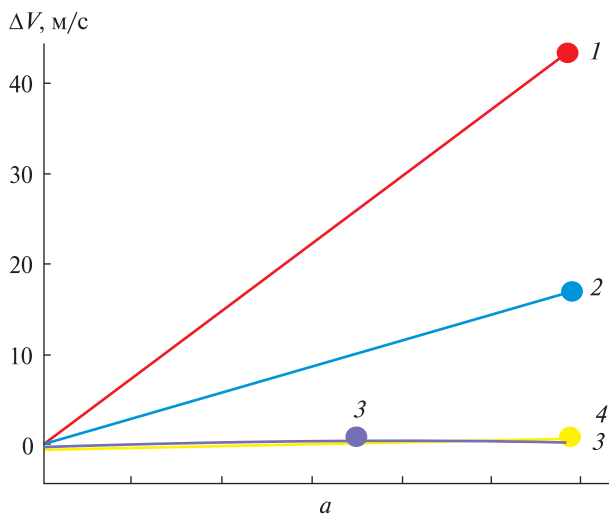


Рис. 4. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (*a*) та координат (*b*) в ІНС з часом в експериментах E0 та E2: 1 – $|\Delta V_x^{E0}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E0}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E2}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E2}|$; 1' – $|\Delta S_x^{E0}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E0}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E2}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E2}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

$$n_i^{(V)} = \left| \frac{\Delta V^{E0}}{\Delta V^{Ei}} \right|, \quad n_i^{(S)} = \left| \frac{\Delta S^{E0}}{\Delta S^{Ei}} \right|,$$

де ΔV – похибка визначення лінійної швидкості в ІНС, ΔS – похибка визначення координат в ІНС, i – номер експерименту.

З табл. 2 бачимо, що застосування запропонованого способу зменшує похибки проєк-

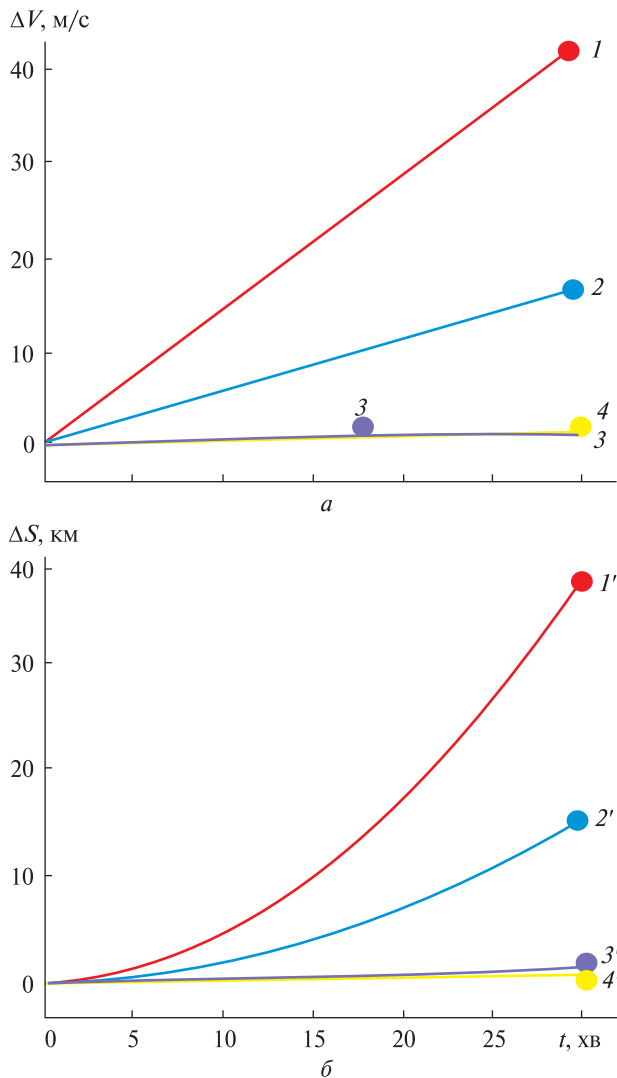


Рис. 5. Збільшення похибок визначення лінійної швидкості (а) та координат (б) в ІНС з часом в експериментах Е3 та Е4: 1 – $|\Delta V_x^{E3}|$, 2 – $|\Delta V_y^{E3}|$, 3 – $|\Delta V_x^{E4}|$, 4 – $|\Delta V_y^{E4}|$; 1' – $|\Delta S_x^{E3}|$, 2' – $|\Delta S_y^{E3}|$, 3' – $|\Delta S_x^{E4}|$, 4' – $|\Delta S_y^{E4}|$. Точками позначено максимальні значення похибок протягом експерименту (див. табл. 2)

цій лінійної швидкості та координат рухомого об'єкта, визначених в ІНС за час експериментів не менш ніж на порядок.

Для оцінки ефективності способу за більш тривалий час автономної роботи (час виконання експериментів) проведено два додаткові експерименти Е3 та Е4. Характеристики цих експериментів аналогічні до експериментів Е0 та Е2 відпо-

відно, однак час автономної роботи збільшено до $T = 1$ год. Результати цих експериментів представлено на рис. 5 і в останніх трьох рядках табл. 2.

Порівнявши між собою наведені в табл. 2 значення коефіцієнтів зменшення впливу $n_2^{(V,S)}$ та $n_4^{(V,S)}$, бачимо, що при збільшенні часу автономної роботи збільшується і ефективність застосування запропонованого способу.

ВИСНОВКИ

Математична модель (5)–(12) показує, що забезпечивши гармонійний вигляд інструментальних адитивних похибок вимірювання проекцій лінійного прискорення двома горизонтальними акселерометрами у складі ІНС, можна суттєво зменшити похибки визначення горизонтальних проекцій лінійної швидкості і координат крейсерського рухомого об'єкта шляхом інтегрування показів акселерометрів. Забезпечити потрібний для цього гармонійний вид адитивних похибок акселерометрів можна шляхом їхнього обертання навколо осі, перпендикулярної до їхніх вимірювальних осей.

Враховуючи той факт, що метрологічні моделі результатів вимірювання акселерометрів і гіроскопів в ІНС мають однаковий вигляд, запропонований спосіб можливо застосовувати і для зменшення похибок визначення кутів тангажу і крену рухомого крейсерського об'єкта.

Ефективність застосування запропонованого підходу підвищення точності горизонтальних каналів автономної ІНС зростає зі збільшенням часу її автономної роботи, оскільки при інтегруванні гармонійних виразів (9), (10) інструментальних похибок акселерометрів у приладовій системі координат ІНС, отримуємо лише постійні, гармонійні та лінійно зростаючі у часі складові похибок визначення в ІНС горизонтальних проекцій лінійної швидкості і координат рухомого об'єкта.

Застосування запропонованого способу у автономних ІНС середньої точності з акселерометрами середньої точності дозволить у складі крейсерських рухомих об'єктів суттєво (у рази, а можливо і у десятки разів) збільшити час їхньої автономної горизонтальної навігації без погіршення її точності.

У майбутньому можна розглянути розширення сфери застосування способу в автономних інерціальних системах орієнтації, системах азимутального прицілювання та курсових системах, де первинними вимірювачами є саме гіроскопи.

REFERENCES

1. Britting K. (1971). *Inertial navigation systems analysis*. New York:Wiley Interscience.
2. Meleshko V. V., Nesterenko O. I. (2011). *Strapdown inertial navigation systems*. Uchebnoe posobie. Kirovograd: POLIMED-Servis, 164 p. [in Russian].
3. STIM300. sensor.com. from <https://www.sensor.com/products/inertial-measurement-units/stim300>.
4. Shreya Mane. (2023). Aspects on Aircraft Mapping and Navigation System: *Theoretical Study*. *Int. J. Enhanced Res. in Educational Development (IJERED)*, **11**, Issue 1, 286–290.
5. Titterton D. H., Weston J. L. (2009). *Strapdown Inertial Navigation Technology*. Institution of Electrical Engineers.
6. Weiquan Huang, Menghao Li. (2019). A Self-Alignment Method of MEMS Biaxial Rotation Modulation Strapdown Compass for Marine Applications. *IEEE Access*, **7**, 151609–151595.
7. Xueyun Wang, Jie Wu, Tao Xu, Wei Wang (2013). Analysis and Verification of Rotation Modulation Effects on Inertial Navigation System based on MEMS Sensors. *J. navigation*, **66**, 751–772.
8. Yang Bo , Yang Xiaogang , Qu Geping , Wang Yongjun (2020). Accurate Integrated Navigation Method Based on Medium Precision Strapdown Inertial Navigation System. *Hindawi Mathematical Problems in Engineering Volume*, Article ID 1420393.

Стаття надійшла до редакції 11.09.2023

Після доопрацювання 01.06.2024

Прийнято до друку 10.09.2024

Received 11.09.2023

Revised 01.06.2024

Accepted 10.09.2024

Y. Y. Yuriev¹, Acting Director-General Designer

N. G. Chernyak², Ph. D. in Tech., Associate Prof., Docent

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-3615-8745>

E-mail: chernyak_dk@ukr.net

M. P. Lesiuk², Master of Sci. Student, Postgraduate Student

ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-8481-8340>

E-mail: markiyalesiuk@outlook.com

¹State enterprise of Special device production “Arsenal”

8, Kniaziv Ostrozkykh Str., Kyiv, 01010 Ukraine

²National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”

1, Botkina Str., Kyiv, 03056 Ukraine

IMPROVING THE ACCURACY OF INERTIAL DETERMINATION OF HORIZONTAL PROJECTIONS OF LINEAR VELOCITY AND COORDINATES OF A CRUISING MOVING OBJECT

The paper considers the problem of improving the accuracy of determining the horizontal projections of linear velocity and coordinates of a moving cruising object by an autonomous inertial navigation system built on the basis of domestic precision navigation accelerometers.

Typically, these errors of such a system grow linearly and quadratically with the time of its autonomous operation. The main reason for this growth is the integration of instrumental additive errors of its horizontal accelerometers. It is proposed to intentionally form a harmonic character of the instrumental additive errors of horizontal accelerometers within an autonomous inertial navigation system. This leads to the fact that the errors in determining the horizontal projections of linear velocity do not increase in time during integration, and the errors in determining the coordinates increase only linearly in time during the second integration. This approach helps to improve the accuracy of the system and the possibility of increasing its autonomous operation time while ensuring the required accuracy. It is proposed to form the harmonic nature of the additive errors of horizontal accelerometers by rotating these accelerometers around the vertical axis of the object. A mathematical model for determining the horizontal projections of the linear velocity and coordinates of a moving object in the case of such a rotation of accelerometers, as well as a mathematical model of the errors of this determination, is obtained.

The effectiveness of the proposed method of improving the accuracy of determining the horizontal projections of the linear velocity and coordinates of a moving object, as well as the adequacy of all the mathematical models obtained in this paper, has been confirmed by experimental studies.

Keywords: cruising moving object, accelerometer, instrumental additive error, navigation error, mathematical model, measurement accuracy, integration, linear velocity, coordinates.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.062>
УДК 537.877

В. І. ПРИСЯЖНИЙ, нач. Нац. центру управління та випробувань космічних засобів,
канд. техн. наук, старш. наук. співроб. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки
ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7825-9037>
E-mail: vip.17071957@gmail.com

Державне космічне агентство України
вул. Князів Острозьких 8, Київ, Україна, 01010

ПРОЄКТУВАННЯ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ІМІТАЦІЙНО-АПАРАТНИХ МОДЕЛЮВАЛЬНИХ КОМПЛЕКСІВ

***Актуальність.** Радіолокаційні засоби контролю космічного простору є великими наукомісткими технічними системами. Створення радіолокаційних станцій (РЛС) нового покоління — складний процес, пов'язаний не лише з пошуком нових технічних рішень та технологій, а й з оцінкою їхньої ефективності з позицій терміну та вартості створення.*

Вітчизняна школа проектування та створення засобів контролю космічного простору має значний науково-технічний потенціал, що дозволяє розробку перспективних РЛС. Розробка таких систем здійснюється, минаючи ряд етапів, які встановлені за нормативним порядком — оскільки створення функціонально закінчених систем та зразка в цілому можливе лише на місці експлуатації, то відразу приступають до виготовлення. Стендове обладнання, що використовується для випробувань виробів, внаслідок своєї монофункціональності не може забезпечити перевірку функціонально закінчених систем.

Забезпечення ефективної реалізації цільових функцій потребує тривалого та дорогого процесу пошуку нових схематехнічних рішень з використанням при цьому розробленої апаратури в якості стенду відпрацювання, що витрачає його ресурс. Вирішення проблеми можливе лише шляхом створення інструменту, який б дозволяв розробнику проводити весь перелік випробувань усієї ієрархії системи безпосередньо у процесі розробки. Такий інструмент може бути створений з використанням імітаційно-апаратних моделювальних комплексів.

***Мета.** Метою роботи є дослідження можливості розробки імітаційно-апаратних моделювальних комплексів для випробувань перспективних наукомістких складних технічних систем.*

***Метод.** Використовується метод імітаційного та напівнатурного моделювання.*

***Результати** Розроблені основні методи побудови імітаційно-апаратного комплексу та обґрунтовано можливість використання засобів імітації, моделей та штатної технологічної апаратури РЛС для формування його архітектури. Показано, що створення нових комплексів може бути засноване як на використанні вже наявних систем в експлуатованій РЛС, так і на розробці нових елементів.*

***Висновки.** Наявність науково-технічного доробку та практичного досвіду у вітчизняного розробника РЛС контролю космічного простору робить реалізацію нового комплексу цілком реалістичним, а реалізація технології випробувань та відпрацювання з використанням імітаційно-апаратного комплексу дозволить зменшити сумарні витрати на розробку.*

***Ключові слова:** великі технічні системи, радіолокаційні станції, імітація, модель, імітаційно-апаратний комплекс, випробування.*

Цитування: Присяжний В. І. Проектування технічних систем із застосуванням імітаційно-апаратних моделювальних комплексів. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 5 (150). С. 62—74. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.062>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Ефектом інформаційно-технічної революції кінця ХХ століття є створення нових військових технологій та зростання ролі космічних систем та засобів при вирішенні завдань інформаційного забезпечення військових дій. Відомо, що в сучасних війнах високих технологій центр бойових дій перемістився у повітряний простір, а забезпечення бойових дій — у космічний [1].

Системи контролю космічного простору і раннього попередження є основою створення глобального інформаційного поля, яке у рівній мірі може ефективно використовуватись для рішення поточних та довгострокових завдань. Завдання постійного моніторингу ситуації в космічному просторі є дуже актуальним і, враховуючи бурхливий розвиток ракетно-космічних технологій у багатьох країнах, важливість цього завдання має стійку тенденцію до підвищення.

Сьогодні ситуація у ближньому космосі відрізняється, наприклад, від тієї, що була 15—20 років тому, внаслідок впливу таких факторів, як:

- насиченість навколосезного простору великою кількістю об'єктів (активних, тих, що припинили «активне» функціонування, фрагментів запусків тощо);
- поповнення новими об'єктами;
- необхідність постійного відстеження та оновлення інформації про ситуацію практично в режимі реального часу;
- наявність «тематично орієнтованих» угруповань, що вирішують спеціальні завдання (розвідка, зв'язок, навігаційне забезпечення тощо), які необхідно виділяти на тлі всього різноманіття космічних об'єктів.

Обстановка у ближньому космосі характеризуватиметься досить швидкою мінливістю, яка змусить розробників постійно адаптувати радіолокатори до цих змін.

Аналіз напрямків розвитку космічних систем, а також їхніх тактико-технічних характеристик дозволяє скласти досить повну картину можливостей та тенденцій розвитку космічних систем військового призначення провідних країн.

В даний час у США для контролю космічного простору використовуються радіолокаційні станції — AN/FPS-49, 50, 85, 92 та ін.



Рис. 1. РЛС ККП «Грав» (GRAVES)

Європейське космічне агентство (ЄКА) з 2009 р. реалізує програму створення європейської системи контролю космічного простору (ЄвроККП) «Ситуаційна поінформованість у космосі» (SSAP — Space Situational Awareness Programme).

Так, французькою аерокосмічною лабораторією «Онера» створено і з 2005 р. прийнято на озброєння ВПС Франції бістатичну РЛС ККП «Грав» (GRAVES — Grande Réseau Adapté à la Veille Spatiale) метрового діапазону (центральна частота 143.05 МГц) (рис. 1), яка у межах своєї зони здійснює безперервний контроль і забезпечує виявлення космічних апаратів, що пролітають над територією Франції, а також визначення параметрів їхніх орбіт і каталогізації. Крім того, станція здійснює стеження за низькоорбітальним «космічним сміттям».

У Німеччині Інститутом фізики високих частот і радіолокаційної техніки Товариства Фраунгофера (Fraunhofer-FHR — Fraunhofer Institute for High Frequency Physics) розроблено дводіапазонну (дм/см-діапазони) моноімпульсну РЛС «Тіра» (TIRA — Tracking Imaging Radar), призначену для виконання досліджень на користь розробки методів та способів виявлення та розпізнавання космічних та деяких типів повітряних цілей наземними РЛС. Крім того, «Тіра» задіяна ЄКА у складі ЄвроККП на користь високоточного виміру координат космічних об'єктів штучного походження (рис. 2).

Україна також має засоби контролю космічного простору, і, перш за все, це РЛС 5Н86М «Дніпро-М» Західного центру радіотехнічного спостереження системи контролю і аналізу кос-

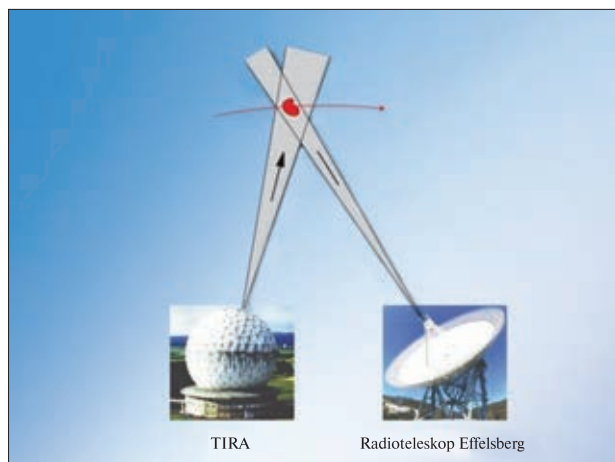


Рис. 2. Загальний вигляд РЛС «Тіра»



Рис. 3. Загальний вигляд РЛС 5Н86 «Дніпро» (Hen House)

мічної обстановки (СКАКО). Вітчизняні розробники за минулий більш ніж піввіковий період брали участь у створенні багатьох поколінь РЛС, що дозволило досить добре відпрацювати та перевірити на практиці методи та методики їхнього створення [6]. Однак постійне зростання вимог до радіолокаційних станцій нового покоління, що розробляються, неминуче призводить до використання широкого комплексу нових системно-технічних, конструкторських і технологічних рішень при їхньому створенні, а отже і самих методів створення РЛС [8].

Розвиток будь-яких технічних систем характеризується циклічністю, зумовленою науково-технічним прогресом, що супроводжується періодичним оновленням технічних систем на більш

досконалі. Ця закономірність наочно проявляється у розвитку наукомістких технічних систем, таких як РЛС 5Н86 «Дніпро» (Hen House) (рис. 3), під час створення яких було використано новітні на той час наукові та технологічні досягнення радіоелектроніки.

Відповідно до «Концепції реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року» [4] щодо створення, та аналізу космічного простору планується розробка нового покоління РЛС типу 5Н86 з цифровою ФАР.

Враховуючи тенденції розвитку засобів повітряно-космічної оборони розвинених держав світу, яка в основному базується на протиповітряній та ракетно-космічній обороні і включає систему контролю космічного простору, слід констатувати, що це актуально і для реалізації багатофункціональності вітчизняної системи контролю [10].

ВИКЛАД ОСНОВНОГО МАТЕРІАЛУ ДОСЛІДЖЕННЯ

Проблеми, пов'язані з перспективами розвитку космічної галузі України та інфраструктури, що її забезпечує, передбачають розвиток прискореними темпами експериментально-випробувальної бази і, зокрема, вимірювально-обчислювального комплексу та його засобів [14].

Створення РЛС нового покоління — складний процес, пов'язаний не лише з пошуком нових технічних рішень та технологій, а й з оцінкою їхньої ефективності з позицій технічної, технологічної та виробничої реалізації при заданих ресурсних та тимчасових обмеженнях. Основними вимогами щодо сучасних складних технічних систем стають універсальність і мінімальна вартість [7]. При цьому різко посилюються вимоги як до характеристик самого локатора, так і до самого науково-технологічного процесу їхнього створення.

Серед визначальних труднощів розробки слід назвати:

- зростання вимог до рівня тактико-технічних характеристик РЛС;
- скорочення термінів проектування та виробництва РЛС нового покоління;
- скорочення витрат на створення РЛС нового покоління (щодо минулого покоління);

- скорочення експлуатаційних витрат.

Виконання цих вимог неминує призводить до необхідності вдосконалювати системно-технічні, конструкторські та технологічні рішення. До того ж сучасні темпи розвитку радіоелектроніки такі, що кожні 2-3 роки з'являється нова елементна база, абсолютно нові конструкторські розробки та технології, що вимагають свого впровадження не тільки у нові, але і в наявні РЛС, які мають тривалі життєві цикли (до 30 років) та унікальні консервативні структури.

Сучасні методи проектування РЛС та критерії, що лежать в їхній основі, не дозволяють максимально інтегрувати найбільш передові технології та розробки у проєктований зразок через свою орієнтацію на консервативність та індивідуалізм своїх структур і максимальну наступність відпрацьованих конструкторсько-технологічних рішень з мінімізацією впровадження кількості нових елементів з високим ризиком реалізації. Необхідність удосконалення методології створення РЛС нового покоління зумовлена протиріччям між високими вимогами до РЛС, що проєктується, пов'язаними її цільовим призначенням, та фінансовими та тимчасовими обмеженнями на проведення широкого комплексу робіт з розробки нових технологій створення та виробництва систем, блоків, модулів.

Труднощі, а часто і неможливість практичної реалізації натурних випробувань стендового обладнання, вже починаючи з рівня шафи, жорсткі ресурсні обмеження диктують необхідність розробки нових методів та засобів експериментального відпрацювання та випробувань.

Об'єктом дослідження є перспективні наукомісткі складні технічні системи.

Мета роботи — розробка концептуальної основи побудови нового покоління стендового обладнання складних технічних систем з використанням імітаційно-моделювальних та апаратних елементів.

1. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Дана робота передбачає розгляд можливостей використання імітаційно-моделювальних та апаратних елементів при побудові стендового обладнання нового покоління РЛС, а також роз-

робку нових методів та засобів його експериментального відпрацювання та випробувань.

2. МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ

Проектування складних наукомістких технічних систем типу РЛС 5Н86 має базуватися на спільному використанні систем автоматизації технічного проектування (САПР) та апаратно-програмної експериментальної бази, а технологія проектування — на взаємодії цих компонентів. Накопичений вітчизняним розробником багаторічний досвід дозволив довести цю технологію до високого рівня та успішно використовувати її при проектуванні кількох поколінь РЛС.

Не можна не відзначити, що питання випробувань кожного нового покоління РЛС завжди передбачало розробку нового покоління стендового обладнання. Але наявне стендове обладнання монофункціональне, що призводить не тільки до зростання числа стендів, але і до підвищення трудомісткості і часу. В середньому номенклатура необхідного стендового обладнання для налаштування та випробування РЛС перевищувала 450...500 найменувань, а це вимагало пошуку нового рівня стендового обладнання [17]. Для прикладу на рис. 4 приведено стенд для перевірки цифрових комірок РЛС 5Н20 (ліворуч), який забезпечує перевірку всієї номенклатури комірок і приймальних модулів РЛС 70М6.

Але при створенні складних технічних систем (СТС) неминує виникає питання проведення експериментального відпрацювання, випробувань і натурних експериментів, особливо комплексних. Це є типова процедура, властива будь-якій новій розробці різного рівня складності та новизни, але треба відзначити принципову різницю між нормативним (встановленим) порядком розробки традиційної радіоелектронної техніки та розробкою пристроїв СКАКО. Розробка таких систем ведеться за конструкторською документацією головного конструктора (КДГК), за якою, не провівши більшість встановлених етапів та процедур, відразу приступають до виготовлення. Як показав досвід, це єдиний спосіб зменшення термінів розробки приблизно на 2-3 роки, а усунення недоліків вирішується на етапі виготовлення [5].

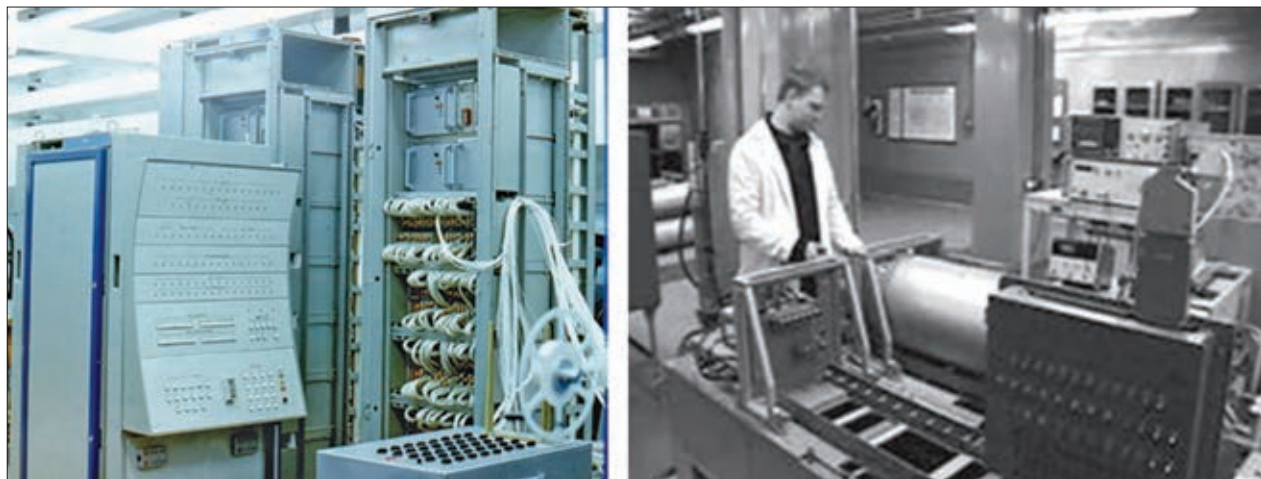


Рис. 4. Загальний вигляд стендів перевірки комірок (ліворуч) та приймальних модулів (праворуч)

Проведення випробувань всіх рівнів ієрархії створюваної РЛС обмежуються функціональним рівнем комірки, блоку та шафи, але не рівнем функціонально закінченої системи (ФЗС). Причина полягає не у здатності розробника розробити програму та методику випробувань для ФЗС, а у неможливості створення відповідного робочого місця для таких випробувань. Наприклад, тільки передавальна система РЛС 5Н20 складається з 1260 передавальних модулів, РЛС 70М6 — з 8000 модулів (а приймальна — з 16000 модулів), створити такі ФЗС у виробника неможливо. Тому створення ФЗС та її випробування проводяться лише на об'єкті експлуатації, а це веде до збільшення ризику помилок розробника, необхідності досліджень та пошуку оптимальних рішень.

Сучасною тенденцією є широке використання при випробуваннях СТС їхніх комплексних імітаційних моделей та моделювальних комплексів [2]. Необхідність застосування комплексних та математичних моделей виникає і при проведенні випробувань компонентів РЛС у зв'язку з труднощами практичної реалізації їхніх натурних випробувань. Сучасна методологія проектування СТС повинна базуватися на суміщеному використанні систем проектування САПР та апаратно-програмної експериментальної бази, а технологія проектування — на взаємодії цих компонентів. Імітаційно-моделювальний стенд

розробника (ІМСР) — це територіально розподілений апаратно-програмний комплекс блочно-модульної архітектури відкритого типу, який забезпечує поетапне функціональне відпрацювання компонентів створюваної РЛС на всіх етапах проектування. Структура стенду розробника ІМСР показано на рис. 5.

Основним завданням стенду розробника ІМСР є проведення моделювання, випробувань та напівнатурного відпрацювання компонентів створюваної РЛС з метою отримання достовірних даних про відповідність їхніх поточних характеристик заданим. Основними методами дослідження у стенді ІМСР є імітаційне та напівнатурне моделювання. Основними компонентами комплексу ІМСР є імітаційний комплекс ІК, апаратно-програмний комплекс АПК та імітаційний моделювальний комплекс ІМК, які взаємодіють через єдине інформаційне середовище. Компонентами комплексу є ЦМП — центральний мікропроцесор, МПКі, МПКа, МПКм — мікропроцесори основних компонентів комплексу ІК, АПК, ІМК, відповідно, АКІ — апаратні канали інтерфейсів. Застосована при побудові стенду периферійність мікропроцесорів кожного комплексу дозволяє суттєво підвищити швидкодію всього стенду.

Для реалізації стенду ІМСР потрібні імітаційні моделі як РЛС, так і всіх конструктивно-ієрархічних рівнів схеми розбиття, а також деякий

функціональний комплект (ФК). До складу ФК повинен входити мінімальний комплект штатних засобів виробів, якісний та кількісний склад яких дозволяє формувати функціонально-алгоритмічні системи РЛС у складі, достатньому для їхнього відпрацювання. Завдяки цьому забезпечується економія часу під час відпрацювання функціональних систем РЛС, яка починається до створення штатних зразків.

У процесі створення РЛС випробування можуть проводитися як зі штатними апаратно-програмними комплексами (АПК), так і з імітаційними моделями та дослідними зразками створюваних компонентів (модулів, блоків).

Стенд розробника призначений для:

- математичного, імітаційного та напівнатурного моделювання функціонування розроблюваних компонентів у складі РЛС;
- функціонального відпрацювання, випробувань та оцінки параметрів компонентів, що розробляються в заданих умовах функціонування;
- попередньої оцінки досягнутих тактико-технічних характеристик РЛС;

Методологія використання ІМСР заснована на представленні процесу створення РЛС на базі апаратно-програмної платформи проектування, що об'єднує системи автоматизації, які використовуються на всіх етапах реалізації проекту.

Сучасні РЛС, що розробляються та приймаються на озброєння, оснащуються комплексом тренажно-імітаційної апаратури, яка виконує функції комплексної математичної моделі процесу функціонування зразка. ІК призначений для імітації сигналу та заводої обстановки. Основними пристроями ІК є імітатори сигналу цілі та заводої обстановки.

Слід сказати, що роботи зі створення таких стендів розпочато вже з перших поколінь РЛС типу 5Н86. Перші імітатори радіотехнічного тракту РЛС використовували штатну електронно-обчислювальну машину (ЕОМ) 5Е71, а у процесі розробки РЛС 5Н86 та 5У83 були створені імітаційні моделі ІМ-86, ІМ-83 на базі ЕОМ 5Е73, для РЛС 5Н79 було створено імітаційну модель ІМ-79. Нині функція імітаційних комплексів обмежена лише перевіркою якості функціонування і є інструментом на етапі експлуата-

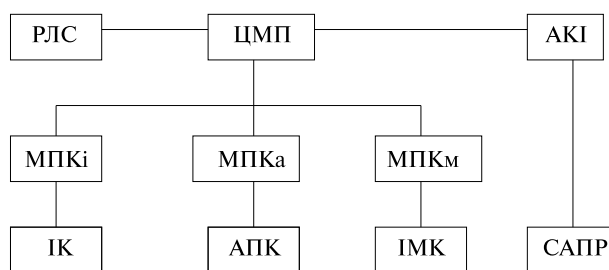


Рис. 5. Структура стенда розробника ІМСР

ції. Але ефективнішим результатом може бути розширення кола користувачів такого комплексу з участю розробника РЛС, тобто вже на етапі проектування.

Імітатор ІК структурно включає дві основні частини — імітатор повітряно-космічної обстановки (ІПКО) та імітатор сигналу апаратури системи прийому та обробки сигналу (ІПОС). Функції ІПКО реалізують імітаційні моделі РЛС та її функціональних систем у процесі імітації роботи РЛС у заданих варіантах цільової обстановки. Досвід щодо створення імітатора ІПКО у вітчизняного розробника було отримано в ході розробки імітаційно-стендової апаратури 5Г98 «Аккорд», модель якого імітувала повітряну обстановку стосовно аеродинамічних цілей. Вперше у світовій практиці розроблено вітчизняну імітаційну модель сигналу станції загоризонтного виявлення типу 5Н32, реалізовану на імітаторі 5Г93. Залежно від ступеня готовності виробів у складі комплексу можуть використовуватись повністю програмні моделі всіх виробів, або комплекс із натурних зразків виробів та програмних моделей виробів, зібраних у стенд та пов'язаних через апаратні канали інтерфейсів (АКІ).

Функції ІПОС реалізує апаратно-програмний функціональний імітатор РЛС. Імітований потік вхідної інформації подається на вхід АПК або його моделі, що випробовується, і ініціює його функціонування. Одним з прикладів імітації радіолокаційного сигналу є імітатор АН/РЛМ-4 компанії ІТТ Exelis, який є сучасним ефективним симулятором радіолокації, призначеним для тестування приймачів радіолокаційних сигналів [15].

Імітаційно-моделювальний комплекс (ІМК) є основним елементом стенду розробника ІМСР

і являє собою моделювальний комплекс, який дублює розроблювану РЛС, середовище функціонування якої замінюється апаратно-програмною моделлю. Використовуючи імітатори цілі та перешкод, а також імітаційні моделі елементів РЛС, стенд здійснює аналіз досягнутих тактико-технічних характеристик (ТТХ) РЛС та її структурно-функціональних систем. Відповідно до НДР шифр ІТСТ-2023/1 вже розроблено першочерговий комплект моделей комірок та модулів системи функціонального контролю РЛС 5Н86, який може використовуватися стендом.

Розроблювані моделі зберігаються у базі ІМК і використовуються для випробувань і напівнатурного відпрацювання компонентів РЛС, що розробляються, а саме для:

- відпрацювання та комплексного стикування апаратури та програмного забезпечення (ПЗ) функціонально-алгоритмічних систем РЛС;
- оцінки характеристик функціонування підсистем (складових частин) РЛС у заданій сигнально-перешкодовій обстановці автономно та у складі РЛС у процесі експлуатації;
- відпрацювання основних технічних та програмно-алгоритмічних рішень функціонально-алгоритмічних систем РЛС;
- оцінки виконання вимог ТЗ на створювану РЛС на всіх етапах створення.

Випробування проводяться за комплексною програмою на всіх рівнях відповідно до ієрархії побудови РЛС від нижнього рівня ієрархії до верхнього. Для забезпечення високої достовірності імітаційного моделювання та обґрунтування реалізованості створюваної РЛС, ІМК повинен створюватися на перспективних апаратно-програмних технологічних рішеннях з використанням сучасних інформаційних технологій.

Основними системами ІМК РЛС повинні бути апаратно-програмний функціональний імітатор РЛС та її функціональних систем реального часу, комплексна імітаційна модель РЛС та її функціональних систем і імітаційна математична модель оцінки ТТХ РЛС та її функціональних систем.

Крім апаратних комплексів, до складу РЛС входить функціональне програмне забезпечення (ФПЗ), яке потрібно відпрацювати у процесі ви-

пробувань на стенді. Функціональна апаратура РЛС 5Н86 є функціонально надмірною: у складі РЛС — 12 комплектів передавальної системи ЗПГ, 6 комплектів приймальної системи ПІА, 4 комплекти системи функціонального контролю 4ПК, обчислювальний комплекс 5Е73-4, частину комплектів яких можна використати для створення стендового АПК. З урахуванням функціональної надмірності РЛС як імітатор функції ПОС можна використати один з каналів ПІА, а як комп'ютерні засоби — комплекти обчислювального комплексу 5Е73, які залишилися після модернізації 5Н86. Така концепція побудови стенду дозволить суттєво скоротити терміни та вартість створення. Для суттєвого розширення швидкодії стенду, зменшення енергоспоживання та масогабаритних розмірів доцільно використовувати сучасне покоління мікропроцесорної техніки, яка має на порядок кращі характеристики.

Вхідний потік радіолокаційної інформації, що імітується, повинен повністю відповідати реальним вхідним потокам, що може бути забезпечене застосуванням програмних моделей, які імітують роботу РЛС у заданих умовах. Дуже важливо при такому підході до побудови стенду мати базу моделей систем та характеристик тестування моделей, які будуть використовуватися для порівняльних аналізів, оцінки та прийняття рішень.

Стенд розробника ІМСР, на основі якого здійснюється відпрацювання системотехнічних та інженерних рішень, створюється одноментно, без розробки дослідного зразка. Стенд реалізує різний рівень моделювання — починаючи від моделей нижчих конструктивно-ієрархічних рівнів схем розбиття РЛС, і дозволяє відпрацьовувати задані часові діаграми вихідних сигналів, еквівалентних реальним виробам за складом та значенням, не виконуючи побудову та дослідження повних функціональних моделей. Ці сигнали видаються в інші канали даних та включають в свій склад реальне програмне забезпечення.

Засоби розробки моделей, що входять до стенду, дозволяють створювати моделі, що імітують зв'язки досліджуваного приладу та взаємодію

з ним через апаратні канали передачі даних. Структура програмних та апаратних засобів стенду включає набір програмних інструментів, що забезпечують вирішення завдань, пов'язаних з моделюванням:

- створення імітаційних моделей приладів, а також допоміжних моделей (наприклад, моделі зовнішнього середовища);
- організацію взаємодії моделей, виконання набору моделей, їхньої взаємодії з апаратурою в модельному та реальному часі з можливістю внесення відмов у моделі;
- управління процесом моделювання у діалоговому режимі, або виконання автономного експерименту без участі розробника;
- оперативне відображення результатів моделювання у графічному та табличному вигляді;
- реєстрацію та обробку результатів моделювання.

При проведенні тривалих експериментів, якщо не вживати спеціальних заходів для їхнього прискорення, процес моделювання займе стільки ж часу, скільки робота реального комплексу. Тому у стенді передбачено можливість запуску експерименту у прискореному режимі з оперативним відображенням результатів. Крім того, є випадки, коли модель необхідно запускати в уповільненому режимі, наприклад якщо необхідно відстежити зміни багатьох параметрів протягом заданого інтервалу часу. Для цього є можливість запуску експерименту в уповільненому режимі.

Застосування на ІМСР методів напівнатурного моделювання дає ряд переваг, серед яких:

- висока достовірність одержуваних результатів і можливість завдання найважливіших для випробування виробу умов;
- можливість лабораторних випробувань виробу та його макетних зразків на ранніх стадіях розробки виробу, що дозволяють аналізувати різні алгоритми обробки сигналу;
- можливість організації граничних експериментів, що практично не реалізуються в реальних умовах;
- скорочення термінів натурних випробувань.

Напівнатурне моделювання здійснюється за допомогою імітаторів, об'єднаних в мережі в

єдиний комплекс з математичною моделлю руху цілі. Завданням такого комплексу є відтворення радіосигналів, що надходять на вхід РЛС у процесі її функціонування в реальних умовах.

Для моделювання (імітації) сигналів при напівнатурному моделюванні використовуються методи фізичного та функціонального моделювання. Функціональне напівнатурне моделювання за сучасного рівня розвитку обчислювально-інформаційної та мікропроцесорної техніки дозволяє моделювати роботу РЛС у масштабі реального часу.

При інтеграції сторонніх імітаторів необхідно досліджувати їхні програмні середовища, а стенд повинен мати можливість роботи з різними програмними середовищами, використовуючи вбудовані пристрої узгодження. Імітатори можуть підключатися до центральної системи моделювання стенду через інтернет або через спеціальні інтерфейси, такі як Reflective Method.

Крім того, в мережі імітаторів, об'єднаних в єдиний комплекс, підтримується рефлексивна пам'ять. Рефлексивна пам'ять — це засіб детермінованого обміну загальними даними між різними та незалежними системами [16]. Системи, що використовують загальну рефлексивну пам'ять, утворюють мережу рефлексивної пам'яті, яка є детермінованою, і коли будь-яка система мережі отримує дані та записує їх у свою локальну пам'ять, то такі дані записуються локально в усі інші системи. Усі імітатори комплексу повинні мати інтегровані програми тестування для всіх ієрархічних рівнів.

Важливим елементом комплексу є автоматизовані робочі місця (АРМ) розробників. АРМ комплексу повинні використовувати сучасні комп'ютерні технології побудови та передбачати місце Головного конструктора (ГК) та розробників окремих систем. АРМ виконують функцію управління та конфігурування системи, контролю даних, виконання тестів, а також розробки та налагодження програм користувача системи. Усі АРМ комплексу об'єднуються у спільну мережу та мають можливість доступу до об'єктів випробувань. З АРМ ГК здійснюється керування всім комплексом, вибір об'єктів дослідження, вибір типів та режимів випробувань, вихідних даних,



Рис. 6. Загальний вигляд ЦКДЗ

візуальний контроль відпрацювання на всіх етапах розробки та випробувань та ін. Розрахований на багато користувачів інтерфейс дозволяє одночасно працювати великій розподіленій команді розробників. Всі АРМ повинні мати вбудований контроль підключень та конфігурацій ПЗ, автоматизоване введення та виведення даних у вигляді різних звітів, документування результатів.

Важливо, що значна частина апаратури вироблених та модернізованих виробів РЛС нового покоління є уніфікованою. Відповідно у процесі створення та модернізації РЛС можна використати уніфіковане обладнання стендових випробувань, яке при відпрацюванні наступного виробу у разі потреби доукомплектується лише оригінальною (не уніфікованою) апаратурою даного виробу, а у відпрацюваннях може використовуватися як уніфікована, так і оригінальна апаратура.

В останні роки у технічно розвинених державах світу приділяється велика увага застосуванню принципів мережецентризму у нових зразках. Основною ідеєю при цьому є інтеграція всіх сил та засобів у єдиному інформаційному просторі, що дозволяє багаторазово збільшити ефективність їхнього застосування за рахунок синергетичного ефекту. Явище мережецентризму насамперед пов'язане не з новими зразками озброєння та військової техніки, а з їхнім програмним забезпеченням, тобто з інформаційними технологіями, які дозволяють об'єднати у єдину систему різноманітні і різновидові об'єкти. Мережецентричність є такою властивістю системи, коли інформація, використовувана разом усіма її компонентами, надається своєчасно і «безшовно». Мережецентричність до-

зволяє встановити режим ситуаційної поінформованості завдяки формуванню єдиного для всіх об'єктів цілісного інформаційного середовища і включенню у процес безперервної її актуалізації якомога більшої кількості джерел первинної інформації. До складу системи контролю і аналізу космічної обстановки входять різноманітні самостійні джерела інформації, які працюють у локальних інформаційних середовищах. У складі SKAKO діють радіолокаційні, оптичні, радіотехнічні та програмно-апаратні комплекси. На рис. 6 та 7 приведено загальний вид комплексу центру космічних досліджень та зв'язку (ЦКДЗ) і квантово-оптичної станції «Сажень-С» та антенної системи ППІ-137Д відповідно.

Об'єкти наземної космічної інфраструктури належать також і до інших міністерств та відомств України. Наприклад, засоби Української мережі оптичних спостережень та Української мережі станцій лазерної локації супутників є засобами різної відомчої належності [9].

Для підвищення ефективності та забезпечення відповідності сучасним вимогам Національним центром управління та випробувань космічних засобів (НЦУВКЗ) провадиться системна модернізація наявних та розробка нових радіолокаційних систем. Так, наукове дослідження [11], що враховувало рівень витрати технічного ресурсу РЛС 5Н86, дозволило розробити технологію відновлення працездатності шляхом переведення конструктивно-схемної побудови на перспективну елементну базу провідних світових розробників. Дуже важливо, що технологія переведення зберігає повну взаємозамінність, забезпечуючи вищі характеристики РЛС за мінімальних матеріальних витрат. Проведені роботи зі створення радіотелескопа РТ-32 на базі антенної системи MARK-4В дозволяють отримати основні параметри та основні технічні і експлуатаційні характеристики радіотелескопа, які не поступаються світовим аналогам [12, 13].

Необхідна розробка моделі інформаційної взаємодії та автоматизованого використання інформації та управління просторово рознесених інформаційних систем [3]. Головною задачею розвитку вітчизняної SKAKO є об'єднання засобів різної відомчої належності у цілісну систему,



Рис. 7. Квантово-оптична станція «Сажень-С» (ліворуч) та антенна система ППІ-137Д (праворуч)

і можливим інструментом може бути імітаційно-апаратний моделювальний комплекс. Для цього до наявних імітаційних моделей стану необхідно приєднати розроблені аналогічні моделі нових систем, що дозволить збудувати модель взаємодії та управління усією інтегрованою системою.

Щодо створення мережецентричної системи СКАКО, потрібна розробка низки технологій, де першочерговими мають бути:

- технології інтеграції різних засобів і систем збору інформації, що працюють на різних фізичних принципах у різних діапазонах довжин хвиль, у єдину інтегровану базу даних;
- технології багатоканальної цифрової обробки радіолокаційних сигналів та інформації;
- технології створення надширококутних та супершвидкісних ліній систем передачі даних та зв'язку.

Водночас у науково-методичному плані поки що немає відпрацьованих, перевірених на практиці та досить ефективних методів і способів ідентифікації цілей, об'єднання та ототожнення різнорідних даних, створення єдиного інформаційного поля, які б забезпечували і високу ймовірність виявлення кожної цілі, низькі ймовірності помилкової тривоги та пропуску реальних цілей.

Створення мережецентричної системи з урахуванням стану наявних систем СКАКО та на-

уково-технічного доробку у промисловості та науці є складною комплексною науково-технічною задачею, вирішення якої неможливе без активної участі НАН України, міністерств та відомств сектору безпеки і оборони, науково-дослідних організацій Міністерства освіти та НЦУВКЗ Державного космічного агентства, рішення якої дозволить встановити режим ситуаційної обізнаності та інтеграції до європейської системи контролю космічного простору (SSAP — Space Situational Awareness Programme). Практичне вирішення питань щодо створення мережецентричної системи вітчизняними розробниками та виробниками може бути тільки у разі постановки такого питання.

На етапі формування вітчизняної СКАКО ведеться вивчення системних підходів побудови аналогічних систем, зокрема й європейської, розгляд функціональних вимог до складу коштів і розв'язуваних завдань. Важливим завданням формування вітчизняної СКАКО є ретельне дослідження можливостей інтеграції наявних коштів у єдину інформаційну систему з огляду на сучасні тенденції побудови таких систем.

Одним із напрямків використання ІМСР є авторський супровід у процесі постійної експлуатації. Ефективне вирішення пов'язаних з цим питань можна забезпечити на основі постійного моніторингу стану системи, збору об'єктивної

статистики щодо поведінки комплексів у різних режимах функціонування та організації оперативного аналізу непередбачуваних ситуацій.

Стенд повинен містити модель надійності СТС, завдяки якій реєстрація та накопичення реальних потоків відмов на різних рівнях стає об'єктивним засобом оцінки надійності. При наявності потужних ЕОМ для обробки поточних даних можна побудувати модель поточної надійності кожного елемента, ФЗС і РЛС в цілому.

Додатковий напрямок використання стенду розробника СТС пов'язаний з можливостями навчання спеціалістів для обслуговування РЛС на об'єкті експлуатації. Цей напрямок особливо актуальний на початковій стадії освоєння РЛС, коли найбільш кваліфіковане навчання може здійснити тільки розробник системи. Для цього у базі програм є можливість вибору програм навчання відповідно до заданих сигнально-перешкодних обстановок. Стенд дозволяє здійснювати тренування та навчання персоналу, надаючи керівнику право дистанційного доступу, але лише до програм, що відповідають встановленим варіантам функціонування РЛС. Стенд надає розробнику можливість здійснення оцінювання основних характеристик РЛС, формулюючи ряд сценаріїв навчання, зокрема і граничних, аналізуючи дії персоналу та характеристики функціонування РЛС у цьому варіанті. Отримані результати в ході тренувань документуються та зберігаються у стенді, що дозволяє розробнику проводити аналіз допущених помилок, отримувати реальні оцінки виконання цільових функцій та за необхідності розробляти необхідні способи поліпшення характеристик РЛС.

Для створення реконфігурованої архітектури стенду доцільно використовувати програмовані логічні інтегральні схеми (ПЛІС, PLD). Програмована логіка, що виникла протягом кількох останніх десятиліть, дедалі активніше використовується під час реалізації всіх без винятку радіоелектронних систем. Сучасний рівень виробництва ПЛІС відповідає технології 0.22 мкм, що дозволяє використовувати робочу частоту до 300 МГц та збільшити кількість еквівалентних логічних вентилів у схемі до 3...10 млн (фірма «Xilinx»). Як тільки до високої швидкодії ПЛІС додалося ще наднизьке енергоспоживання, стало можливим їхнє використання для реалізації складних інтелектуальних систем. Застосування однієї ПЛІС еквівалентно застосуванню від 8...10 до 50...70 мікросхем середнього ступеня інтеграції. При цьому завдяки зменшенню розмірів корпусів мікросхем значно зменшуються всі економічні характеристики (розміри, маса, габарити, енергоспоживання), суттєво скорочується довжина міжз'єднань і, як наслідок, значно збільшується надійність пристроїв. Для скорочення термінів та витрат на проектування, а також для підвищення можливості експериментального налаштування апаратури доцільно розробляти стенд на основі ПЛІС.

ВИСНОВКИ

У сучасних умовах комплексні випробувальні моделювальні стенди є ефективним засобом прискорення робіт з розробки, налагодження та впровадження складних технічних систем, інструментом скорочення матеріальних витрат, а також підвищення якісних характеристик формування параметрів нових та модернізованих виробів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Голкін Д. В., Присяжний В. І., Варакута В. П., Худов Г. В. та ін. Особливості застосування космічних систем спостереження для раннього попередження про повітряний напад. *Системи озброєння і військова техніка*. 2006. № 1 (5). С. 36—40.
2. Грызло А. А., Гриб Д. А., Лещенко С. П. Анализ опыта построения имитационных комплексов. *Системи обробки інформації*. 2006. Вип. 5 (54). С. 17—24.
3. Додонов А. Г., Путятин В. Г., Валетчик В. А. Модель взаимодействия пространственно-разнесенных бортовых информационно-управляющих систем. *Реєстрація, зберігання і обробка даних*. 2004. 6, № 4. С. 75—84.
4. *Концепція реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року*. К.: ДКА України, 2012. 48 с.
5. Кострицкий В. К. *Несекретно о совершенно секретном*. Днепропетровск, 2013. 658 с.
6. Лаврич Ю. Н. Особенности научного обеспечения создания перспективных образцов радиоэлектронной аппаратуры. *Наука та інновації*. 2018. 14, № 1. С. 15—25.

7. Лаврич Ю. М., Бистров М. І., Присяжний В. І., П'яковський Д. В. Реалізація технології подвійного використання засобів контролю космічного простору. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 4. С.127—140.
8. Лаврич Ю. М., Плаксін С. В., Погоріла Л. М., Бистров М. І. Деякі особливості прикладної надійності РЛС ККП. *Космічна наука і технологія*. 2021. **23**, № 3. С.13—26.
9. Присяжний В. І., Яцків Я. С. Про співпрацю Національної академії наук України і Державного космічного агентства України зі створення системи контролю та аналізу космічної обстановки. *Вісн. Нац. академії наук України*. 2021. № 12. С. 85—89.
10. Присяжний В. И., Прибылев Ю. Б., Левенко А. С., Паук О. Л. Перспективы воздушно-космической обороны современной Украины. *Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони*. 2014. № 3 (21). С. 102—106.
11. *Розробка технології відновлення працездатності радіоелектронної апаратури шляхом розробки аналогу виробу, що відмовив. Цифрові комірки 2ТЯ*: Науково-дослідна робота. Київ: Ін-т транспорт. систем і техн. НАН України, 2023. 600 с.
12. Ульянов О. М., Резниченко А. М., Присяжний В. И., Мамарев В. Н., Ожинский В. В. и др. Создание радиотелескопа RT-32 на базе антенной системы MARK-4B. 1. Проект модернизации и первые результаты. *Радиофизика і радіоастрономія*. 2019. **24**, № 2. С. 87—116.
13. Ульянов О. М., Резниченко А. М., Присяжний В. И., Мамарев В. Н., Ожинский В. В. и др. Создание радиотелескопа RT-32 на базе антенной системы MARK-4B. 2. Оценка возможности проведения спектральных наблюдений радиоастрономических объектов. *Радиофизика і радіоастрономія*. 2019. **24**, № 3. С. 163—183.
14. Чумак Б. О., Кулагін К. К., Солонець О. І. Проблемні питання щодо створення вимірювально-обчислювального комплексу подвійного призначення. *Зб. наук. праць III Укр. конф. користувачів аерокосмічної інформ.* 2000. С. 100—101.
15. AN/PLM-4 Radar Signal Simulator (RSS) – ITT Exelis Inc. URL: <http://www.exelisinc.com/solutions/AN-PLM-4-Radar-Signal-Simulator/Pages/default.aspx> (Last accessed: 27.05.24).
16. Baek J. A survey on Reflective Memory Systems. *Proc. 15th CISL Winter Workshop* (February 2002, Kushu, Japan). URL: <http://www.exelisinc.com/solutions/AN-PLM-4-Radar-Signal-Simulator/Pages/default.aspx> (Last accessed: 27.05.24).
17. Lavrich Yu. M., Plaksin S. V., Pogorila L. M. Innovative technologies for perspective information systems. *Science and Innovations*. 2022. **18**, № 4. P. 106—119.

REFERENCES

1. Holkin D. V., Prysiazhnyi V. I., Varakuta V. P., Khudov H. V. та in. (2006). Osoblyvosti zastosuvannya kosmichnykh system sposterezhenia dlia rannioho poperedzhennia pro povitrianyi napad. *Systemy ozbroiennia i viiskova tekhnika*, № 1 (5), 36—40.
2. Hryzlo A. A., Hryb D. A., Leshchenko S. P. (2006). Analiz opyta postroeniia imitatsionnykh kompleksov. *Systemy obrobky informatsii*, vyp. 5 (54), 17—24.
3. Dodonov A. H., Putiatyn V. H., Valetchuk V. A. (2004). Model vzaimodeistviiia prostranstvenno-raznesennykh bortovykh informatsionno-upravliaiushchikh system. *Reiestratsiia, zberihannia i obrobka danykh*, **6**, № 4, 75—84.
4. *Kontseptsiia realizatsii derzhavnoi polityky u sferi kosmichnoi diialnosti na period do 2032 roku*. K.: DKA Ukrainy, 2012. 48 p.
5. Kostrzhitskyi V. K. (2013). *Nesekretno o sovershenno sekretnom*. Dnepropetrovsk, 658 p.
6. Lavrych Yu. N. (2018). Osobennosti nauchnoho obespecheniia sozdaniia perspektivnykh obraztsov radyoelektronnoi apparatury. *Nauka ta innovatsii*, **14**, № 1, 15—25.
7. Lavrych Yu. M., Bystrov M. I., Prysiazhnyi V. I., Piaskovskiy D. V. (2023). Realizatsiia tekhnologii podviinoho vykorystannia zasobiv kontroliu kosmichnoho prostoru. *Kosmichna nauka i tekhnologiiia*, **29**, № 4, 127—140.
8. Lavrych Yu. M., Plaksin S. V., Pohorila L. M., Bystrov M. I. (2021). Deiaki osoblyvosti prykladnoi nadiinosti RLS KKP. *Kosmichna nauka i tekhnologiiia*, **23**, № 3, 13—26.
9. Prysiazhnyi V. I., Yatskiv Ya. S. (2021). Pro spivpratsiu Natsionalnoi akademii nauk Ukrainy i Derzhavnoho kosmichnoho ahentstva Ukrainy zi stvorennia systemy kontroliu ta analizu kosmichnoi obstanovky. *Visnyk Natsionalnoi akademii nauk Ukrainy*, № 12, 85—89.
10. Prysiazhnyi V. Y., Prybylev Yu. B., Levenko A. S., Pauk O. L. (2014). Perspektivy vozdušno-kosmicheskoi oborony sovremennoi Ukrainy. *Suchasni informatsiini tekhnologii u sferi bezpeky ta oborony*, № 3 (21), 102—106.
11. *Rozrobka tekhnologii vidnovlennia pratsezdatnosti radioelektronnoi aparatury shliakhom rozrobky analohu vyrobu, shcho vidmoyv. Tsyfrovii komirky 2TIA*: Naukovo-doslidna robota. Instytut transportnykh system i tekhnologii NAN Ukrainy, 2023. 600 s.
12. Ulianov O. M., Reznichenko A. M., Prysiazhnyi V. Y., Mamarev V. N., Ozhynskiy V. V. i dr. (2019). Sozdanie radioteleskopa RT-32 na baze antennoi systemy MARK-4B. 1. Proekt modernyzatsiy i pervye rezultaty. *Radiofizyka i radioastronomiia*, **24**, № 2, 87—116.

13. Uliyanov O. M., Reznichenko A. M., Prisyazhnyi V. Y., Mamarev V. N., Ozhynskiy V. V. i dr. (2019). Sozdanie radioteleskopa RT-32 na baze antennoi systemy MARK-4B 2. Otsenka vozmozhnosti provedeniya spektralnykh nabliudeniya radioastronomicheskikh ob'ektov. *Radiofizyka i radioastronomiia*, **24**, № 3, 163—183.
14. Chumak B.O., Kulahin K. K., Solonets O. I. (2000). Problemni pytannia shchodo stvorennia vymiriuvanno-obchysliuvannoho kompleksu podviinoho pryznachennia. *Zbirnyk naukovykh prats III Ukrainskoi konferentsii korystuvachiv aerokosmichnoi informatsii*. K., 100—101.
15. AN/PLM-4 Radar Signal Simulator (RSS) — ITT Exelis Inc. URL: <http://www.exelisinc.com/solutions/AN-PLM-4-Radar-Signal-Simulator/Pages/default.aspx> (Last accessed: 27.05.24).
16. Baek J. (2002). A survey on Reflective Memory Systems. *Proc. 15th Cisl Winter Workshop* (February 2002, Kushu, Japan). URL: <http://www.exelisinc.com/solutions/AN-PLM-4-Radar-Signal-Simulator/Pages/default.aspx> (Last accessed: 27.05.24).
17. Lavrich Yu. M., Plaksin S. V., Pogorila L. M. (2022). Innovative technologies for perspective information systems. *Science and Innovations*, **18** (4), 106—119.

Стаття надійшла до редакції 27.05.2024

Після доопрацювання 09.07.2024

Прийнято до друку 09.07.2024

Received 27.05.2024

Revised 09.07.2024

Accepted 09.07.2024

V. I. Prisyazhnyi, Ph. D. in Tech. Sci., Associate Prof., Laureate of the State Prize of Ukraine in the field of science and technology, Head of the National Center for Control and Tests of Space

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7825-9037>

E-mail: vip.17071957@gmail.com

National Space Agency

8, Knyaziv Ostrozkih Str., Kyiv, 01010 Ukraine

DESIGN OF TECHNICAL SYSTEMS USING SIMULATION-HARDWARE MODELING COMPLEXES

Context. Radar means of space control are large science-intensive technical systems. The development of the new generation of radar stations is a complex process related not only to the search for new technical solutions and technologies but also to the assessment of their effectiveness in terms of parameters and cost.

The domestic school of designing and creating space control systems has great scientific and technical potential, which allows the development of promising radars. However, the development of such systems is carried out with the exception of several stages, which are established according to the regulatory procedure, since the creation of functionally finished systems and the system as a whole is possible only at the exploitation place, therefore the manufacturing process is started immediately. The bench equipment used for product testing due to its monofunctionality cannot provide the verification of functionally finished systems.

Ensuring the effective implementation of the objective functions requires a long and expensive process of finding new circuit solutions using the developed equipment as a test bench, which consumes its resources. Solving the problem is possible only by creating a tool that would allow the developer to conduct the entire list of tests of the entire system hierarchy directly during the development process. Such a tool can be created using simulation-hardware modeling complexes.

Objective. The goal of the work is to study the possibility of developing simulation-hardware modeling complexes for testing prospective science-intensive complex technical systems.

Method. The method of imitation and semi-natural modeling is used.

Results. The main methods of building a simulation-hardware complex have been developed and the possibility of using simulation tools, models, and standard technological radar equipment to form its architecture has been substantiated. It is shown that the creation of new complexes can be based both on the use of already existing systems in the operational radar and on the development of new elements.

Conclusions. The presence of scientific and technical development and practical experience of the domestic developer of the space control radar makes the implementation of the new complex quite realistic, and the implementation of the test technology and practice using the simulation hardware complex will allow to reduce the total development costs.

Keywords: large technical systems, radar stations, simulation, model, simulation-hardware complex.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.075>
УДК 621.3

М. І. ЛИСИЙ¹, д-р техн. наук, доцент, проф. кафедри

E-mail: lisiy3152@ukr.net

ORCID: 0000-0002-9858-706X

В. А. СОБЧЕНКО¹, канд. техн. наук, доцент, зав. кафедри

ORCID: 0000-0001-7864-0321

С. В. ПАРТИКА¹, старш. виклад. кафедри

ORCID: 0000-0003-4071-8503

А. М. ЛИСИЙ², аспірант

ORCID: 0009-0001-0065-9740

¹Національна академія Державної прикордонної служби імені Б. Хмельницького
вул. Шевченка 46, Хмельницький, Україна, 29007

²Хмельницький національний університет
вул. Інститутська 11, Хмельницький, Україна, 29016

КРИТИЧНА ІНФРАСТРУКТУРА НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСУ УПРАВЛІННЯ ОРБІТАЛЬНИМ СУПУТНИКОВИМ УГРУПОВАННЯМ

Статтю присвячено визначенню пріоритетності об'єктів наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням як об'єктів критичної інфраструктури рф. Застосування високоточної зброї, засобів навігації, зв'язку, управління, транспорту все більше залежать від функціонування орбітального супутникового угруповання. До складу наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням Міністерства оборони рф входять Центр управління польотом і понад десятка стаціонарних командно-вимірювальних пунктів. Апаратура наземного комплексу управління орбітальним угрупованням вимагає жорсткої прив'язки за просторово-часовими параметрами функціонування, особливо для засобів Глобальної навігаційної супутникової системи, що, в свою чергу, визначає ефективність наведення високоточної зброї, визначення цілевказівок та розташування об'єктів, функціонування засобів зв'язку, транспортної системи та інших засобів, у складі яких є відповідні навігаційні приймачі. Для космічних апаратів, і у першу чергу для апаратів Глобальної навігаційної супутникової системи, актуальною є проблема наявності бортової шкали часу високої стабільності, що визначається функціонуванням засобів системи єдиного часу, яка є невід'ємною складовою як наземного комплексу управління, так і орбітального угруповання. У найзагальнішому вигляді основу системи єдиного часу наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням складають розподілені на території рф еталони часу і частоти, розміщені переважно у наземних командно-вимірювальних пунктах та вимірювальних лабораторіях. Система єдиного часу — найбільш резервована технічна система, яка на найвищому рівні ієрархії класів точності еталонів частоти формується як групова міра. Тому найбільш значимі об'єкти управління орбітальним угрупованням обладнуються груповими еталонами, що можна вважати критерієм віднесення об'єктів наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням до критичної інфраструктури рф. Визначено ієрархічну послідовність значимості для критичної інфраструктури рф об'єктів системи єдиного часу комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням, що враховує об'єкти ГЛОНАСС, безпосередньо еталони Державної служби часу і частоти та визначення параметрів обертання Землі рф, а також еталони комплексу «Квазар КЧЗ».

Ключові слова: наземний комплекс управління орбітальним супутниковим угрупованням, критична інфраструктура, система єдиного часу.

Цитування: Лисий М. І., Собченко В. А., Партика С. В., Лисий А. М. Критична інфраструктура наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5 (150). С. 75—86. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.075>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Постановка проблеми. До критичних об'єктів інформаційної інфраструктури належать інформаційні, телекомунікаційні та інформаційно-телекомунікаційні системи реального часу (спостереження, навігації, автоматизації управління технологічними процесами, системи військового, оборонно-промислового призначення тощо) [7].

Орбітальне супутникове угруповання рф — це сукупність всіх космічних апаратів країни, що загалом можна поділити на об'єкти соціально-економічного, наукового, військового або подвійного призначення. Функціонуванням орбітального супутникового угруповання здійснюється в інтересах розвитку систем зв'язку, транспорту, навігації, управління, військової справи та в інших галузях господарювання.

Активно використовуються супутники у військовій справі, при цьому забезпечується:

- контроль використання країнами світу космічного простору;
- контроль повітряного простору, моніторинг суші, водної поверхні;
- отримання достовірної інформації про противника з всієї території ведення бойових дій, тилових районів та оперативне доведення її до всіх органів управління військами;
- застосування високоточної зброї, що сприяє досягненню воєнних цілей з мінімальними затратами і збитками для цивільного населення та навколишнього середовища.

Орбітальне супутникове угруповання рф нараховує понад 200 космічних апаратів різного призначення, управління якими здійснюється в основному наземним комплексом, що є сукупністю взаємопов'язаних технічних засобів з інформаційним та математичним забезпеченням, споруд, центру управління польотом космічних апаратів та окремих командно-вимірювальних пунктів.

Очевидно, можна припустити, що найбільш значимі об'єкти наземного комплексу управління є важливою складовою критичної інфраструктури рф. За визначенням критична інфраструктура — це об'єкти, які є надзвичайно важливими для функціонування суспільства та

економіки країни. До такої інфраструктури у першу чергу належать об'єкти оборони, а також ті, що забезпечують життєво важливі послуги та комунікацію.

Саме тому актуальним є визначення сукупності найбільш значимих об'єктів управління орбітальним угрупованням, встановлення зав'язків між ними та перспектив розвитку.

Незважаючи на досить широкий спектр призначення супутників як цивільного, так і військового призначення спільним для надійного функціонування будь-якого космічного апарата різних супутникових систем є забезпечення високостабільною шкалою часу. Таке забезпечення здійснює Державна служба часу і частоти та визначення параметрів обертання Землі рф, яка є постійно функціонуючою системою технічних засобів і організацій низки міністерств і відомств, об'єднаних загальною науково-технічною і метрологічною діяльністю з безперервного відтворення, зберігання і доведення до споживачів розмірів одиниць часу і частоти та національної шкали часу, забезпечення єдності частотно-часових вимірювань.

Найбільш значимими галузями використання високостабільної шкали часу є:

- космічні навігаційні та геодезичні системи;
- системи та комплекси високоточного позиціонування;
- безпілотна і пілотована авіація, залізничний транспорт;
- системи зв'язку та передачі даних.

Основною складовою Державної служби часу і частоти та визначення параметрів обертання Землі рф є Державна система єдиного часу та еталонних частот «Ціль» Міністерства оборони рф (скорочено система єдиного часу), яка по суті і здійснює просторово-часове забезпечення функціонування космічного орбітального угруповання, а також більшої частини цивільних засобів і всіх засобів озброєння і військової техніки.

Передача сигналів просторово-часового забезпечення для споживачів здійснюється наземними засобами, а також Глобальною навігаційною супутниковою системою (ГЛОНАСС), управління якою також здійснюється відповід-

ним сегментом наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням. Значимість надійного функціонування даної системи очевидна. Наприклад, досягнення високої точності наведення ракетних комплексів рф «Іскандер» до 7 м, «Калібр» до 5 м, «Кинджал» до 1 м здійснюється за допомогою сигналів ГЛОНАСС, що в свою чергу залежить від стабільності шкали часу, яка формується системою єдиного часу.

Тому актуальним завданням, вирішення якого дозволить приймати раціональні рішення щодо зміцнення обороноздатності нашої країни, є встановлення зв'язків між найбільш значимими об'єктами системи єдиного часу рф для управління орбітальним супутниковим угрупованням, їхньої територіальної розподіленості та перспектив розвитку як важливої складової критичної інфраструктури рф, що і є метою нашої роботи.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Наземний комплекс управління є добре організованою ієрархічною структурою з централізованим управлінням, яке здійснюється з Головного випробувального центру випробувань та управління космічними засобами. У складі наземного комплексу управління Міністерства оборони рф функціонують Центр керування польотом, понад десятка стаціонарних командно-вимірювальних пунктів. Стаціонарні командно-вимірювальні пункти розміщені вздовж території рф у містах або поблизу населених пунктів Щелково, Краснознаменск, Красное село, Малоярославець, Улан-Уде, Єнісейськ, Колпашево, Воркута, Якутськ, Комсомольськ-на-Амурі, Уссурійськ, Єлізово, Барнаул [8].

Важливим є визначення пріоритетності окремих об'єктів наземного комплексу управління і віднесення найбільш значимих до критичної інфраструктури. Для управління орбітальним угрупованням у рф переважно використовується наземний комплекс управління космічними апаратами Міністерства оборони. Крім того, для керування космічними апаратами наукового та господарського призначення, забезпечення польотів космічних апаратів пілотованих програм та керування комерційними космічними апаратами використовуються комплекси та засоби

різних державних відомств та комерційних організацій. Загалом наземний комплекс управління Міністерства оборони рф забезпечує управління 85...87 % космічними апаратами орбітального угруповання рф [10].

Усі технічні засоби командно-вимірювальних пунктів можна поділити за функціональною ознакою на такі основні групи:

- керування польотом космічних апаратів;
- засоби інформаційного обміну споживачів із космічними апаратами;
- засоби зв'язку та передачі даних між Центром управління польотом та об'єктами командно-вимірювальних пунктів;
- засоби системи єдиного часу [8].

Функціонування всіх перерахованих груп засобів, крім останньої, реалізується за допомогою використання в основному різних типів приймально-передавальних радіотехнічних станцій взаємодії з космічними апаратами. Засоби командно-вимірювальних пунктів по суті є окремими військовими частинами з розміщеними на території кількома десятками будівель та встановленими характерними для супутникового зв'язку антенами. Управління здійснюється на основі вихідної технологічної інформації про робочі літери частот бортової апаратури, номери кодів командної інформації, балістичних даних про орбіти супутників. При цьому виконується захоплення сигналу з космічного апарата при вході його в зону радіовидимості та перехід в режим стійкого супроводу для проведення інформаційного обміну та траєкторних вимірювань.

Після закінчення сеансів зв'язку вимірювальні пункти видають у Центр результати виконання програми роботи засобів командно-вимірювального пункту та характеристику якості прийнятої з космічного апарата інформації.

Для діапазону висот орбіти космічних апаратів від 200 до 1000 км, у межах якого лежать орбіти більшості космічних апаратів ближнього космосу, радіуси зон радіовидимості будуть у межах від 1000 до 3000 км. Максимальна тривалість сеансу зв'язку наземного комплексу управління з низькоорбітальними апаратами, а це засоби розвідки у воєнній сфері, спостереження за надзвичайними ситуаціями тощо, становить близько 10...15 хв

залежно від висоти орбіти та за умови, що траєкторія польоту проходить через точку розташування наземного командно-вимірювального пункту. Незначна тривалість сеансу зв'язку зумовлює суттєві труднощі у забезпеченні глобальності та безперервності інформаційної взаємодії як щодо керування польотом космічними апаратами, так і передачі та прийому цільової інформації. Дану проблему вирішено розподіленістю більш ніж десятка наземних командно-вимірювальних пунктів на території РФ, що забезпечує надійність і резервування такої системи управління.

Для космічних апаратів середнього космосу на високоеліптичних орбітах з апогеєм до 100 тис. км, зокрема апаратів ГЛОНАСС та для геостаціонарних космічних апаратів, інтервал радіовидимості з наземного комплексу суттєво збільшується до кількох годин. З урахуванням цієї умови кількість наземних комплексів, що залучаються для управління, може бути скорочена до одного-двох за відповідного їхнього розташування на поверхні Землі [9].

Таким чином, апаратура наземного комплексу управління космічним орбітальним угрупованням вимагає точної прив'язки за просторово-часовими параметрами функціонування, особливо для засобів ГЛОНАСС. Крім того, параметри орбітального руху навігаційних космічних апаратів для споживача виражаються через функцію часу. Зазвичай корекція бортової шкали часу відбувається з певною періодичністю при її відхиленні від системної шкали часу понад допустиме значення. В іншому випадку можлива втрата керування польотом, а також спотворення передачі та прийому цільової інформації.

З початком повномасштабної війни проти України в РФ активізувалася робота щодо підвищення ефективності, захищеності системи єдиного часу, окремі об'єкти якої, з одного боку, належать до критичної інфраструктури, а з іншого — сама система є визначальною для низки об'єктів критичної інфраструктури у багатьох галузях.

Як відзначається у публікації [1], зміна воєнно-політичної обстановки, зміна моделей загроз безпеці, вдосконалення засобів і методів радіоелектронної протидії і, у зв'язку з цим, можливе

придушення або спотворення сигналів системи ГЛОНАСС, вимагають перегляду наявного підходу до частотно-часового забезпечення з урахуванням розширенням кола споживачів інформації системи єдиного часу. Для забезпечення споживачів у критичних галузях економіки, зокрема в системах управління транспортом, телекомунікаційних системах, енергетичному комплексі, банківській сфері тощо, єдиною шкалою часу у різні періоди воєнно-політичної обстановки виникає потреба у розвитку системи єдиного часу РФ.

Суть пропонованого у роботі [1] розвитку системи єдиного часу полягає в об'єднанні різних за призначенням, за підпорядкуванням засобів, що формують і передають шкалу часу, у міжвідомчу групу частотно-часового забезпечення з єдиним центром управління.

Проте в інформаційних джерелах недостатньо чітко конкретизовано, які з об'єктів наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням є найбільш значимими для критичної інфраструктури, які зв'язки між ними, які критерії віднесення об'єкта до критичної інфраструктури.

Це, очевидно, пояснюється всебічним опрацюванням загальних підходів оцінювання критичної інфраструктури і зокрема інформаційної [4], де розглянуто визначення належності до критичної інфраструктури об'єктів, окремі критерії загального застосування. Проте питанню опису інформаційних ознак об'єктів космічної галузі як об'єктів критичної інфраструктури в роботі не приводиться. Також важливим аспектом досліджень критичної інфраструктури є визначення місцеположення потенційно небезпечних об'єктів, і особливо у зоні збройного конфлікту [2]. Проте питанню визначення значимості об'єктів критичної інфраструктури у певній галузі господарювання в роботі не приділялось уваги. Крім того, здебільшого дані щодо об'єктів критичної інфраструктури є закритими.

У роботі [5] розглянуто напрямки модернізації системи єдиного часу при використанні каналів передачі даних систем супутникового зв'язку та супутникової навігаційної системи ГЛОНАСС. Максимальні точності визначення параметрів орбіти, часових параметрів необхідно для функ-

ціонування космічних апаратів навігаційної космічної системи, оскільки від цього залежить точність визначення місцеположення споживачами таких навігаційних даних, зокрема і високоточною зброєю. Сучасні навігаційні космічні апарати системи ГЛОНАСС рф, розміщені на орбітах висотою близько 20 тис. км, повинні забезпечувати точність навігації споживачів на поверхні Землі та навколоремному просторі менше метра. Такою ж, і навіть вищою, має бути точність ефемеридного забезпечення зазначених систем.

З цією метою для формування поправок часових, навігаційних даних ГЛОНАСС, функціонально до наземного комплексу включено фундаментальний сегмент у складі розподіленої радіоінтерферометричної системи з наддовгою базою типу комплексу «Квазар-КЧЗ» (координатно-часове забезпечення) [6].

Отже, для багатьох космічних апаратів актуальною є проблема наявності високостабільної бортової шкали часу, що є завданням функціонування засобів системи єдиного часу. Тому саме об'єкти даної системи є найбільш значимими з погляду функціонування критичної інфраструктури наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Система єдиного часу і еталонних частот — це сукупність еталонів частоти, засобів формування шкали часу і синхронізації, що забезпечує споживачів сигналами єдиного часу, еталонними частотами. Найбільшої стабільності шкали часу потребує ГЛОНАСС, де використовуються бортові синхронізатори, побудовані на основі цезієвих чи водневих атомних стандартів частоти, які мають добову нестабільність частоти порядку 10^{-14} . Для підтримання настільки високої стабільності створюються складні бортові апаратні комплекси, що забезпечують функціонування атомного стандарту в умовах постійної температури, мінімального впливу зовнішніх та внутрішніх електромагнітних полів, виключення вібрацій. Це призводить до збільшення масогабаритних параметрів апаратів та їхньої вартості. При цьому для забезпечення синхронізації бортової шкали часу із наземною опорною шка-

лою на рівні одиниць, десятків наносекунд потрібно здійснювати від одного до кількох сеансів зв'язку з опорною наземною шкалою часу на добу. В окремих публікаціях цей час вказується ще меншим.

ГЛОНАСС можна розглядати як складову системи єдиного часу, як джерело точного часу із застосуванням її для синхронізації бортових шкал часу інших супутникових систем та отримання сигналів високостабільної частоти. Це дозволяє відмовитися від використання складних і дорогих бортових атомних стандартів частоти на бортах різних космічних апаратів, крім космічних апаратів ГЛОНАСС. Використання синхронізації бортової шкали часу за сигналами системи ГЛОНАСС дозволяє розвантажити і спростити наземний контур управління орбітальним угрупованням та забезпечити можливість реалізації тривалого автономного функціонування космічних апаратів на геостационарній та високоеліптичній орбітах в умовах, коли космічні апарати довгий час перебувають поза зоною видимості наземних командно-вимірювальних пунктів і коли неможливо забезпечити синхронізацію традиційним способом [1].

Тому питання частотно-часового забезпечення циркуляції інформації в космічних каналах зв'язку є найважливішим, це стосується функціонування всіх ланок космічних засобів і споживачів, стійкість роботи яких повністю залежить від засобів системи єдиного часу. Очевидно, найбільш значущими для сталого функціонування всього орбітального супутникового угруповання з перерахованих засобів наземного комплексу управління є засоби системи єдиного часу. Отже, сама система єдиного часу як для космічної системи, так і для ряду інших систем може розглядатися як одна з важливих галузей критичної інфраструктури.

Основу системи єдиного часу рф складають радіотехнічні засоби формування шкали часу та еталонних частот [4]:

- 1) державний первинний еталон одиниць часу, частоти та національної шкали часу ДЕТ 1-2022 (державний еталон);
- 2) військові групові еталони одиниць часу та частоти (ВЕ-31, ВЕ-33);



Рис. 1. Груповий еталон частоти і часу радіоастрономічної обсерваторії на основі трьох водневих стандартів частоти Ч1-1035



Рис. 2. Центр управління системою ГЛОНАСС

3) еталон одиниць часу та частоти Центрального синхронізатора космічної навігаційної системи ГЛОНАСС;

4) державні вторинні та робочі стандарти часу та частоти.

5) еталони одиниць часу та частоти комплексу «Квазар-КЧЗ» радіоінтерферометра з наддовгими базами.

Останній пункт розглядається як перспектива розвитку системи єдиного часу рф. До складу

апаратури комплексу входять три розподілені по території рф радіоастрономічні обсерваторії: «Світле» (Приозерський район Ленінградської області), «Зеленчуцька» (Карачаєво-Черкесія), «Бадари» (Бурятія). На кожній обсерваторії встановлено груповий еталон частоти і часу, що складається з трьох водневих стандартів частоти Ч1-1035 з добовою нестабільністю частоти менш ніж $5 \cdot 10^{-16}$ і забезпечує функціонування радіоінтерферометричної системи (рис. 1).

Саме наявність групового еталону частоти і часу на об'єктах системи єдиного часу можна вважати критерієм віднесення їх до критичної інфраструктури. Щодо комплексу «Квазар КЧЗ», то до критичної інфраструктури можна віднести два з трьох еталонів частоти, що визначається функціональною потребою формування однієї інтерферометричної розподіленої бази вимірювань.

Розглянемо коротко характеристику кожної із складових системи єдиного часу рф.

Еталон ДЕТ 1-2022 застосовується як вихідний зразок одиниць часу та частоти на території рф, забезпечує незалежне відтворення та зберігання одиниць часу, частоти та національної шкали часу з найвищою точністю, а також їхню передачу національним, вторинним, робочим зразкам вимірювань часу та частоти. У 2022 році в рф прийнято нові засоби відтворення, зберігання та передачі одиниць часу та частоти, які увійшли до складу державного первинного еталону одиниць часу, частоти та національної шкали часу ДЕТ 1-2022 [3]:

- комплекс засобів відтворення та зберігання одиниць часу та частоти на основі оптичних реперів частоти з систематичною похибкою відтворення одиниці частоти в оптичному діапазоні не більше, ніж 10^{-17} ;

- комплекс зберігання національної шкали часу рф на основі шести водневих стандартів частоти нового покоління із добовою нестабільністю частоти не більше, ніж $3 \cdot 10^{-16}$;

- репер частоти фонтанного типу на основі охолоджених атомів рубідію з систематичною похибкою відтворення одиниці частоти не більше, ніж $2 \cdot 10^{-16}$;

- комплекс високоточних засобів порівнянь національної шкали координованого часу

UTC(SU) рф із шкалою часу системи ГЛОНАСС із похибкою порівняння шкал часу ± 1.5 нс.

Усі перелічені засоби організаційно входять у Федеральне державне унітарне підприємство «Всеросійський науково-дослідний інститут фізико-технічних та радіотехнічних вимірювань», що розташовується в «Головному метрологічному центрі Державної служби часу, частоти і визначення параметрів обертання Землі» (Московська область, м. Солнечногорськ, робоче селище Менделєєво).

Державний первинний еталон одиниць часу, частоти та національної шкали часу ДЕТ 1-2022 є основою формування національної шкали часу рф, зокрема і для озброєння і військової техніки. Проте в особливий період воєнно-політичної обстановки функції формування та зберігання опорної шкали часу виконує військовий груповий еталон одиниць часу та частоти у складі:

- військовий еталон одиниць часу і частоти ВЕ-33, який можна розглядати як первинний еталон. Організаційно входить до Автоматизованого центру управління системою «Ціль» Державної системи єдиного часу та еталонних частот (м. Краснознаменськ, військова частина 32103);

- військовий еталон одиниць часу і частоти ВЕ-31, який можна розглядати як первинний еталон. Організаційно входить до Федеральної державної бюджетної установи «Головний науковий метрологічний центр» Міністерства оборони рф (м. Митищі);

- вторинний еталон одиниць часу і частоти Центрального синхронізатора системи ГЛОНАСС (м. Щолково).

Саме ГЛОНАСС обумовлює ефективність наведення високоточної зброї, визначення цілевказівок та розташування об'єктів, засобів у складі яких є відповідні навігаційні приймачі. ГЛОНАСС включає підсистему космічних апаратів, наземний комплекс управління і підсистему споживачів. Управління орбітальним угрупованням ГЛОНАСС, а це до 30 супутників з врахуванням резервних, здійснює наземний комплекс управління, який включає в себе:

- 1) Центр управління системою ГЛОНАСС (м. Краснознаменськ), рис. 2;



Рис. 3. Квантова оптична система (КОС) «Сажень-Т», м. Щолково



Рис. 4. Центральний синхронізатор, м. Щолково

- 2) радіотехнічні станції управління, квантово-оптичні станції корекції траєкторної інформації (розміщуються на командно-вимірювальних пунктах, у тому числі і у м. Щолково), рис. 3;

- 3) центральний синхронізатор (м. Щолково), рис. 4;

- 4) навігаційна система контролю фаз сигналів (м. Щолково);

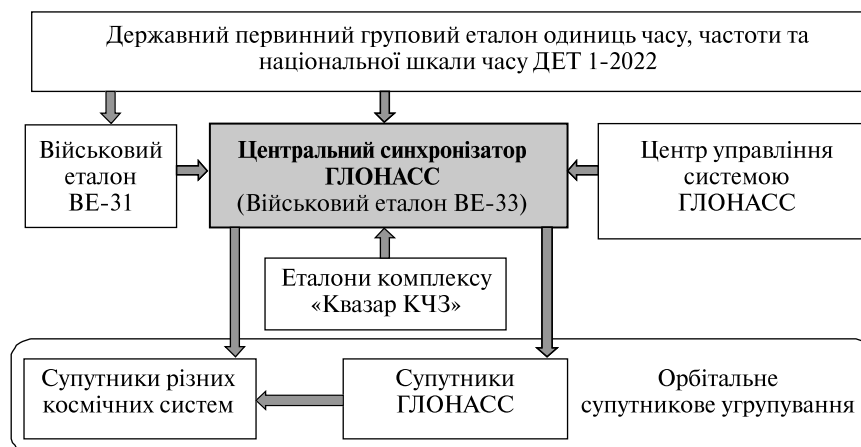


Рис. 5. Загальний функціональний зв'язок між об'єктами критичної інфраструктури наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням

5) апаратура контролю навігаційного поля (м. Щолково).

Центр управління системою та мережа радіотехнічних станцій управління розташовуються в командно-вимірювальних пунктах, які розосереджені по всій території рф. Наземний комплекс управління здійснює збір, накопичення та обробку траєкторної та телеметричної інформації про всі супутники системи та видачу на кожен супутник команд керування та навігаційної інформації. Траєкторна інформація періодично калібрується за допомогою лазерних далекомірів квантово-оптичних систем, а супутники ГЛОНАСС оснащені лазерними відбивачами. Для правильного функціонування системи важлива синхронізація всіх процесів. Тому у складі ГЛОНАСС передбачено Центральний синхронізатор, основою якого є елемент системи єдиного часу високоточний водневий груповий еталон частоти VE-33. Даний еталон є основним еталоном для всіх споживачів Міністерства оборони рф у будь-які періоди воєнно-політичної обстановки і синхронізується з первинним еталоном ДЕТ 1-2022. Крім того, додатково уточнення навігаційних даних ГЛОНАСС здійснюється комплексом «Квазар КЧЗ».

Державні вторинні і робочі еталони одиниць часу і частоти повністю залежать від роботи розглянутих вище еталонів і періодично синхронізуються із ними.

Найважливішим елементом ГЛОНАСС є Центральний синхронізатор, який є джерелом первинних сигналів системи єдиного часу, що утворюються на основі еталонних генераторів і за допомогою засобів зв'язку передаються на командно-вимірювальні пункти, де використовуються для синхронізації вторинних робочих еталонів частоти. Сигнали останніх, у свою чергу, передаються на всі радіотехнічні станції командно-вимірювального пункту, зокрема на станції (засоби, системи) управління ГЛОНАСС, і здійснюють синхронізацію їхньої роботи. Наразі у складі системи єдиного часу наземного комплексу управління використовуються місцеві еталони частоти на основі квантових стандартів із відносною добовою нестабільністю частоти 10^{-14} .

За шкалу системного часу ГЛОНАСС прийнято умовну безперервну шкалу часу, що формується на основі шкали часу Центрального синхронізатора ГЛОНАСС. Центральний синхронізатор має груповий водневий стандарт частоти, добова нестабільність якого становить менш ніж 10^{-15} . Опорною шкалою часу системи ГЛОНАСС є національна координована шкала часу рф UTC(SU).

Значимість формування високостабільної шкали часу і частоти можна пояснити на прикладі: при нестабільності генератора частоти космічного апарата 10^{-13} похибка його «годин-

ника» за добу буде становити 8 нс. Якщо поправки до шкали системного часу ГЛОНАСС не менше двох разів на добу закладаються на борт кожного супутника, тоді похибка становитиме 4 нс, у перерахунку на метри розташування об'єкта на місцевості похибка місцеположення становитиме до 1 м. У дослідженні [11] зазначається про розробку алгоритму, що дає можливість зниження помилки позиціонування на 60...80 % для всіх координат та забезпечення точності позиціонування до 3.6 м.

Підсумовуючи зазначене вище, на рис. 5 у вигляді схеми показано загальний функціональний зв'язок між об'єктами критичної інфраструктури наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням.

У 2023 році проводились випробування нового водневого стандарту частоти навігаційних супутників ГЛОНАСС, який дозволить збільшити точність як мінімум на порядок, тобто до 0.1 м за добу. Така модернізація космічних апаратів ГЛОНАСС збільшить період автономності функціонування без суттєвого зменшення точності навігаційно-часового забезпечення високоточного озброєння та інших споживачів сигналів системи єдиного часу. Отже, сьогодні ГЛОНАСС може функціонувати автономно кілька днів, забезпечуючи споживачів даними. При завершенні модернізації космічних апаратів ГЛОНАСС, очевидно, період автономності збільшиться на порядок.

Тому, очевидно, пріоритетними об'єктами критичної інфраструктури наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням рф є об'єкти системи єдиного часу, а саме: військові та державні групові еталони одиниць часу та частоти, від стабільності роботи яких залежить функціонування вторинних стандартів на всіх командно-вимірювальних пунктах, а також Центру управління ГЛОНАСС, обсерваторій комплексу «Квазар-КЧЗ». Отже, нижче подамо ієрархічну послідовність значимості для критичної інфраструктури рф об'єкти системи єдиного часу комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням.

1. Груповий еталон одиниць часу та частоти Центрального синхронізатора космічної навігаційної системи ГЛОНАСС (м. Щолково).

2. Груповий військовий еталон одиниць часу та частоти ВЕ-33, який організаційно входить до Автоматизованого центру управління системою «Ціль» Державної системи єдиного часу та еталонних частот, а також Центр управління системою ГЛОНАСС (м. Краснознаменськ, військова частина 32103).

3. Груповий військовий еталон одиниць часу і частоти ВЕ-31. Організаційно входить до Федерального державного бюджетного закладу «Головний науковий метрологічний центр» Міністерства оборони рф (м. Митищі);

4. Державний первинний груповий еталон одиниць часу, частоти та національної шкали часу ДЕТ 1-2022 (Московська область, м. Солнечногорськ, робоче селище Менделєєво).

5. Групові еталони одиниць часу і частоти радіоастрономічних обсерваторій «Світлоє» (Приозерський район Ленінградської області), «Зеленчуцька» (Карачаєво-Черкесія), «Бадари» (Бурятія) комплексу «Квазар-КЧЗ».

ВИСНОВКИ

Застосування високоточної зброї, засобів навігації, зв'язку, управління, транспорту все більше залежать від функціонування орбітального супутникового угруповання, яке у свою чергу потребує забезпечення стабільною шкалою часу і частоти, що здійснюється засоби системи єдиного часу.

У найзагальнішому вигляді основу системи єдиного часу наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням складають розподілені на території рф еталони часу і частоти, розміщені переважно у наземних командно-вимірювальних пунктах та вимірювальних лабораторіях. Система єдиного часу — найбільш резервована технічна система, яка на найвищому рівні ієрархії класів точності еталонів частоти формується як групова міра. Тому найбільш значимі об'єкти управління орбітальним угрупованням обладнуються груповими еталонами, що можна вважати критерієм належності об'єктів наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням до критичної інфраструктури рф.

Основу навігаційного забезпечення застосування високоточної зброї, навігації, управління,

транспорту становить використання сигналів ГЛОНАСС. Особливістю даної системи є розміщення на бортах її космічних апаратів, а це до 30 супутників, високостабільних еталонів часу і частоти, що дозволяє застосовувати дану систему як альтернативу вторинним, робочим еталонам системи єдиного часу господарського і військового призначення. Тому першими об'єктами в ієрархії значимості для критичної інфраструктури наземного комплексу управління слід вважати групові еталони часу і частоти ГЛОНАСС.

Визначено ієрархічну послідовність значимості для критичної інфраструктури рф об'єктів системи єдиного часу комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням, що враховує об'єкти ГЛОНАСС, безпосередньо еталони Державної служби часу і частоти та визначення параметрів обертання Землі рф, а також еталони комплексу «Квазар-КЧЗ».

Подальші напрямки дослідження стосуватимуться оцінки автономності функціонування системи єдиного часу наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням.

ЛІТЕРАТУРА

1. Блинов И. Ю., Бандура А. С., Батура А. С., Белов Л. Я., Дружин В. Е., Крупская А.В., Скобелин А. А., Тюляков А. Е. Система единого времени российской федерации – преодоление новых вызовов. *Радионавигация и время*. Тр. СЗРЦ Концерна ВКО «АЛМАЗ – АНТЕЙ». 2022. 10, № 18. С. 8–20.
2. Герасимюк О. В., Лисий М. І., Бабій Ю. О., Ткачук П. С., Байков О. Б. Методика визначення місцеположення потенційно-небезпечних об'єктів у зоні регіонального збройного конфлікту. *Зб. наук. праць НАДПСУ. Сер. військ. та техн. науки*. 2018. № 3 (77). С. 209–221.
3. Донченко С. И. (2023). Совершенствование государственного первичного эталона единиц времени, частоты и национальной шкалы времени в интересах развития систем и средств координатно-временного и навигационного обеспечения потребителей. «Радионавигация и время 2023»: Мат. конф. (Санкт-Петербург, 29–30 июня 2023 г.). URL: https://riit.ru/wp-content/uploads/2023/07/23_11_KS1_30.06_NIIFTRI_Fedotov.pdf. (дата звернення: 03.05.2024).
4. Категорирование объектов критической информационной инфраструктуры. Методические рекомендации. Step-Logic, 2019. 149 с. URL: <https://cisoclub.ru/wp-content/uploads/bp-attachments/180060/metodikastepkiobnovlennaya.pdf> (дата звернення: 03.05.2024).
5. Ковальский А. А., Афонин Г. И., Терещенко С. В. Предложения по основным направлениям модернизации системы единого времени наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами. *Тр. МАИ*. 2017. № 97. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/predlozheniya-po-osnovnym-napravleniyam-modernizatsii-sistemy-edinogo-vremeni-nazemnogo-avtomatizirovannogo-kompleksa-upravleniya> (дата звернення: 03.05.2024).
6. Пасынков В. В., Суркис И. Ф., Титов Е. В., Гулидов Д. А., Широкий С. М. Обработка и анализ РСДБ-наблюдений космических аппаратов системы ГЛОНАСС комплексом «Квазар-КВО». *Тр. Ин-та прикладной астрономии РАН*. 2022. № 61. С. 3–25.
7. Рогов П. Д., Лисий М. І., Добровольський А. Б. Удосконалення системи безпеки об'єктів підвищеної небезпеки на основі технічної тактики. *Зб. наук. праць ВІКНУ ім. Тараса Шевченка*. 2014. № 45. С. 83–87.
8. Романов А. А., Черкас С. В. (2020). Перспективы развития космических войск Российской Федерации в условиях современных тенденций военно-космической деятельности. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-razvitiya-kosmicheskikh-voysk-rossiyskoj-federatsii-v-usloviyah-sovremennyh-tendentsiy-voenno-kosmicheskoy-deyatelnosti> (дата звернення: 03.05.2024).
9. Російська навігаційна система ГЛОНАСС досі підтримується: що потрібно знати і які загрози існують. URL: <https://ain.ua/2023/02/28/glonass-proty-ukrayinciv> (дата звернення: 03.05.2024).
10. Тюляков А. Е., Белов Л. Я., Паршин П. Н. Государственная система единого времени и эталонных частот «Цель» в части объектов и средств Министерства обороны Российской Федерации состояние и перспективы развития. *Тр. Ин-та прикладной астрономии РАН*. 2018. № 44. С. 126–132.
11. Krasuski K., Cieccko A., Grunwald G., Kirschenstein M. Improving positioning accuracy of aircraft using SPP method in GLONASS system. *Archives of transport*. 2024. № 69 (1). P. 21–37. <https://doi.org/10.61089/aot2024.v0s1gv25>

REFERENCES

1. Blinov I. Yu., Bandura A. S., Batura A. S., Belov L. Ya. E., Krupskaja A. V., Skobelin A. A., Tyulyakov A. E. (2022). The system of unified time of the Russian Federation - overcoming new challenges. *Radionavigation and time: Proc. JSC Concern for ASD «Almaz-Antey»*, **10**, No. 1, 8–20 [In Russian].
2. Herasymuk O. V., Lysyi M. I., Babii Yu. O., Tkachuk P. S., Baikov O. B. (2018). Methodology for determining the location of potentially dangerous objects in the zone of regional armed conflict. *Collection of scientific works of NASBGSU: Military and Technical Sciences*, No. 3 (77), 209–221 [In Ukrainian].
3. Donchenko S. I. (2023). Improvement of the state primary standard of time units, frequency, and the national time scale in the interests of developing systems and means of coordinate-time and navigation support for consumers. *Proc. Conf. “Radionavigation and Time 2023”* (Saint Petersburg, June 29–30, 2023) [In Russian]. URL: https://rirt.ru/wp-content/uploads/2023/07/23_11_KS1_30.06_NIIFTRI_Fedotov.pdf (Last accessed 03.05.2024).
4. Categorization of critical information infrastructure objects. Methodological recommendations. (2019). StepLogic. 149 p. [In Russian]. URL: <https://cisoclub.ru/wp-content/uploads/bp-attachments/180060/metodikastepkiobnovlennaya.pdf> (Last accessed 03.05.2024).
5. Kovalskyi A. A., Afonin H. I., Tereshchenko S. V. (2017). Proposals on the main directions for modernizing the unified time system of the ground-based automated spacecraft control complex. *MAI Proceedings*, No. 97 [In Russian]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/predlozheniya-po-osnovnym-napravleniyam-modernizatsii-sistemy-edinogo-vremeni-nazemnogo-avtomatizirovannogo-kompleksa-upravleniya> (Last accessed 03.05.2024).
6. Pasyukov V. V., Surkis I. F., Titov E. V., Hulidov D. A., Shyrokyi S. M. (2022). Processing and analysis of VLBI observations of GLONASS spacecraft by the Kvazar-KTS complex. *Proc. Institute of Applied Astronomy RAS*, No. 61, 3–25 [In Russian].
7. Rohov P. D., Lysyi M. I., Dobrovolskyi A. B. (2014). Improving the security system of high-risk objects based on technical tactics. *Collection of scientific works of MI of Taras Shevchenko KNU*, No. 45, 83–87 [In Ukrainian].
8. Romanov A. A., Cherkas S.V. (2020). Prospects for developing space forces of the Russian Federation in the context of modern trends in military and space activities [in Russian]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-razvitiya-kosmicheskikh-voysk-rossiyskoy-federatsii-v-usloviyah-sovremennykh-tendentsiy-voenno-kosmicheskoy-deyatelnosti> (Last accessed 03.05.2024).
9. Russian GLONASS navigation system is still being supported: what you need to know and what threats exist [In Ukrainian]. URL: <https://ain.ua/2023/02/28/glonass-proty-ukrayinciv> (Last accessed 03.05.2024).
10. Tiuliakov A. E., Belov L. Ya., Parshin P. N. (2018). State system of unified time and reference frequencies «Ttarget» in terms of objects and facilities of the Ministry of Defense of the Russian Federation state and prospects of development. *Proc. Institute of Applied Astronomy RAS*, No. 44, 126–132 [In Russian].
11. Krasuski K., Cieccko A., Grunwald G., Kirschenstein M. (2024). Improving positioning accuracy of aircraft using SPP method in GLONASS system. *Archives of Transport*, № 69 (1), 21–37 [In English]. <https://doi.org/10.61089/aot2024.v0s1gv25>

Стаття надійшла до редакції 23.04.2024

Після доопрацювання 04.07.2024

Прийнято до друку 04.07.2024

Received 23.04.2024

Revised 04.07.2024

Accepted 04.07.2024

*М. І. Лусий*¹, Dr. Sci. in Tech., Assoc. Prof., Prof. at the Department

E-mail: lisiy3152@ukr.net

ORCID: 0000-0002-9858-706X

*В. А. Собченко*¹, Ph.D. in Tech., Assoc. Prof., Head of the Department

ORCID: 0000-0001-7864-0321

*С. В. Партика*¹, Assoc. Prof. at the Department

ORCID: 0000-0003-4071-8503

*А. М. Лусий*², Post-graduate student

ORCID: 0009-0001-0065-9740

¹ National Academy of the State Border Guard Service of Ukraine named after B. Khmelnytskyi

46, Shevchenko Str., Khmelnytskyi, 29007 Ukraine

² Khmelnytskyi National University

11, Instyutska Str., Khmelnytskyi, 29016 Ukraine

CRITICAL INFRASTRUCTURE OF THE GROUND CONTROL COMPLEX FOR THE ORBITAL SATELLITE CONSTELLATION

The article is devoted to determining the priority of objects of the ground control complex of an orbital constellation of satellites as objects of critical infrastructure of the Russian Federation. The use of high-precision weapons, navigation, communications, control, and transport increasingly depends on the functioning of the orbital constellation of satellites. The ground control complex for the orbital constellation of satellites of the Russian Ministry of Defense includes a Mission Control Center and more than a dozen stationary command and measurement points. The equipment of the ground-based orbital constellation control complex requires strict reference to the spatial-temporal operating parameters, especially for the Global Navigation Satellite System, which, in turn, determines the effectiveness of high-precision weapons guidance, targeting, and location of objects, the functioning of communications, transportation systems and other means comprising corresponding navigation receivers. For spacecraft, and primarily for Global Navigation Satellite System satellites, the problem of having an onboard time scale of high stability is relevant, which is determined by the functioning of the unified time system, which is an integral part of both the ground control complex and the orbital constellation. In the most general terms, the basis of the unified time system of the ground-based control complex for the orbital satellite constellation is made up of time and frequency standards distributed throughout the territory of the Russian Federation, located mainly in ground-based command and measurement centers and measurement laboratories. The unified time system is the most secure technical system, which is formed as a composite measure at the highest level of the hierarchy of accuracy classes of frequency standards. Therefore, the most significant control objects of the orbital constellation are equipped with group standards, which can be considered a criterion for classifying the objects of the ground control complex of the orbital constellation of satellites as the critical infrastructure of the Russian Federation. It was determined that the hierarchical sequence of importance for the critical infrastructure of the Russian Federation of objects in the unified time system of the orbital constellation of the satellite control complex takes into account GLONASS objects, the standards of the State Service of Time and Frequency and determination of the parameters of the Earth's rotation of the Russian Federation, as well as the standards of the «Quazar KTS» complex.

Keywords: ground control complex for the orbital satellite constellation, critical infrastructure, unified time system.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.087>

УДК 528.2

А. Р. СОГОР, доцент кафедри, канд. техн. наук, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0084-9552>.

ResearcherID: ABI-6288-2020. Scopus Author ID: 57224950613

E-mail: andrii.g.sohor@lpnu.ua

Д. О. МАРЧЕНКО, зав. кафедри, канд. техн. наук

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5321-0189>.

ResearcherID: HJI-7657-2023. Scopus Author ID: 57203153570

E-mail: dmytro.o.marchenko@lpnu.ua

Х. О. КРИВА, аспірант

ORCID: <https://orcid.org/0009-0000-1564-1511>.

ResearcherID: KBC-7973-2024

E-mail: khrystyna.o.kryva@lpnu.ua

Національний університет «Львівська політехніка»

вул. Степана Бандери 12, Львів, Україна, 79013

ОБЧИСЛЕННЯ РЕГІОНАЛЬНОГО ЕЛІПСОЇДА ДЛЯ УКРАЇНИ ТА ЙОГО ЕФЕКТИВНІСТЬ

Новизна та актуальність наукових рішень полягає у необхідності побудови національної референц-системи, а саме визначення параметрів регіонального еліпсоїда. Методологія такого наукового дослідження полягає в тому, що задача визначення регіонального еліпсоїда практично зводиться до знаходження поправок до прийнятого загального земного еліпсоїда GRS80. Регіональний еліпсоїд для території України повинен бути таким, який би найкраще описував геоїд (квазігеоїд) даного регіону. Тобто, висоти геоїда відносно регіонального еліпсоїда у межах території України повинні бути якомога меншими.

Метою статті є отримання параметрів регіонального еліпсоїда для території України та дослідження ефективності такої референц-системи при розв'язуванні деяких практичних та наукових задач геодезії.

На основі результатів досліджень можна зауважити наступне. Визначення всіх п'яти параметрів регіонального еліпсоїда пов'язане із сильною функціональною залежністю параметрів між собою. Ця залежність (кореляція) досить добре демонструється на значеннях середніх квадратичних похибок, які співрозмірні з отриманими параметрами і навіть перевищують останні. При цьому найсильніша кореляція виникає між поправкою до великої півосі еліпсоїда та лінійними елементами зміщення його центра в тілі Землі. Тобто, спільне знаходження всіх п'яти параметрів методом найменших квадратів для території України не дає хороших результатів. Це добре видно із обчислень висот геоїда, представлених у вигляді сфероїдальної трапеції, яка описує територію України. На відміну від такого розв'язку, дослідження з визначення тільки трьох параметрів зміщення еліпсоїда при заданих його розмірах дають можливість досить добре підібрати такий регіональний еліпсоїд, який би найкраще описував геоїд (квазігеоїд), побудований для території України. Розв'язок цих задач продемонстрував дуже відмінні між собою результати, що були одержані за одними і тими ж даними для однієї і тієї ж території. Це наводить нас на думку про необхідність додаткових досліджень щодо одержання коректних розв'язків так званих нестійких або погано зумовлених задач.

Ключові слова: велика піввісь еліпсоїда; загальний земний еліпсоїд; параметри еліпсоїда; регіональний еліпсоїд; референц-система; стиснення еліпсоїда.

Цитування: Согор А. Р., Марченко Д. О., Крива Х. О. Обчислення регіонального еліпсоїда для України та його ефективність. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5 (150). С. 87–95. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.087>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Як відомо, результати геодезичних вимірювань, які проводяться на земній поверхні для визначення взаємного положення пунктів, стосуються різних рівневих поверхонь Землі. Те ж саме можна сказати і про результати астрономічних спостережень у різних точках поверхні Землі. Тому результати геодезичних та астрономічних визначень повинні бути приведені до однієї рівневої поверхні Землі, тобто до поверхні геоїда [1, 5, 8].

Однак дана поверхня геоїда має досить складну форму. Зрозуміло, що складна поверхня не може служити координатною поверхнею для визначення взаємного положення геодезичних пунктів. При математичному опрацюванні результатів астрономіко-геодезичних вимірювань поверхня геоїда, як правило, замінюється відомою і більш простою поверхнею відносності, а саме: поверхнею деякого еліпсоїда, який має відповідні розміри та займає певне положення в тілі Землі. Такий еліпсоїд обертання прийнято називати референц-еліпсоїдом. Розміри референц-еліпсоїда та його положення або орієнтування в тілі Землі повинні бути встановлені таким чином, щоб його поверхня тією чи іншою мірою була близькою до поверхні геоїда [4].

Взагалі для обробки геодезичної інформації можна застосовувати будь-який референц-еліпсоїд, який з відповідною точністю описує узагальнену фігуру Землі. За відхиленнями геоїда від такого еліпсоїда можна визначити поправки, які потрібно внести до результатів геодезичних вимірювань для приведення останніх до поверхні цього еліпсоїда. Однак при великих відхиленнях геоїда від референц-еліпсоїда мають місце великі відповідні їм редуції геодезичних вимірювань, обтяжені значними похибками внаслідок лінеаризації основної задачі геодезії і, як наслідок, задачі приведення геодезичних вимірювань на еліпсоїд. Отже, з практичної точки зору для зменшення впливу згаданих похибок лінеаризації та одержання методологічно оптимальних результатів опрацювання геодезичних даних доцільно і навіть необхідно використовувати такий референц-еліпсоїд, який найкращим

чином описує узагальнену поверхню геоїда в регіоні конкретних геодезичних робіт.

З огляду на сказане вище виникає питання про національну референц-систему координат, оскільки така система має деякі переваги перед загальноземною системою у процесі практичної обробки масових геодезичних вимірювань, особливо лінійних. У зв'язку з цим питання побудови національної референц-системи, а саме визначення параметрів регіонального еліпсоїда, є досить важливими і актуальними.

Дослідженнями з визначення параметрів загального земного еліпсоїда займалися такі вчені, як Д. В. Загребін [2], Г. О. Мещеряков [3], М. С. Молоденський [4], Г. Моріц [5, 8]. Однак питання з обчислення параметрів регіонального референц-еліпсоїда, який би найкраще за принципом найменших квадратів підходив для поверхні території України, залишається відкритим.

Розміри референц-еліпсоїда характеризуються, як правило, величинами його великої півосі і полярного стиснення, а положення його в тілі Землі переважно визначається складовими відхилення важка у площині меридіана та першого вертикала від нормалі до його поверхні і висотою геоїда в якій-небудь одній точці, яка приймається за вихідний (початковий) пункт геодезичних вимірів. При цьому напрям лінії важка у вихідному пункті відносно основних координатних площин (тобто площин земного екватора і початкового меридіана) встановлюється шляхом астрономічних визначень його широти і довготи. Шляхом виправлення астрономічної широти і довготи вихідного пункту за відхилення лінії важка від нормалі до поверхні референц-еліпсоїда в цьому ж пункті визначаються його геодезична широта і довгота, які разом із висотою геоїда в даному вихідному пункті служать так званими вихідними геодезичними даними для обробки геодезичних вимірювань на поверхні прийнятого референц-еліпсоїда [1, 3, 4].

Методологія нашого наукового дослідження полягає в тому, що задача визначення регіонального еліпсоїда практично зводиться до знаходження поправок Δa , $\Delta \alpha$, Δx , Δy , Δz до відомого прийнятого нами загального земного

еліпсоїда (наприклад GRS80 або WGS84). Регіональний еліпсоїд для території України повинен бути таким, який би найкраще представляв геоїд (квазігеоїд) даного регіону. Тобто, висоти геоїда відносно регіонального еліпсоїда в межах території України повинні бути якомога меншими.

Мета наших досліджень полягає у проведенні обчислень параметрів регіонального еліпсоїда для території України та у здійсненні оцінки ефективності такої референц-системи при розв'язуванні деяких практичних та наукових задач геодезії.

ВИКЛАД ОСНОВНОГО МАТЕРІАЛУ

Розглянемо задачу визначення параметрів регіонального еліпсоїда відносно відомого прийнятого загального земного еліпсоїда WGS84 на базі відомих в геодезії формул параметричного методу сумісного зрівноваження вимірюваних величин.

Під визначенням регіонального еліпсоїда тут будемо розуміти знаходження його параметрів: великої півосі a , полярного стиснення α та прямокутних координат x_0, y_0, z_0 його центра в тілі Землі. Зв'язок цих величин можна зобразити у вигляді скороченої формули перетворення Молденського для геодезичної висоти [4]:

$$\Delta H = \Delta x \cos \bar{B} \cos \bar{L} + \Delta y \cos \bar{B} \sin \bar{L} + \Delta z \sin \bar{B} + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 \bar{B} + \Delta a. \quad (1)$$

Формула (1), як неважно зауважити, дає зв'язок не самих параметрів, а зміщень параметрів $\Delta a, \Delta \alpha, \Delta x, \Delta y, \Delta z$, тобто поправок, які є різницями параметрів деяких двох еліпсоїдів. У цій формулі ΔH — різниця геодезичних висот певної точки на поверхні Землі відносно кожного з двох еліпсоїдів. Практично цю величину можна записати як [2]

$$\Delta H = N - \bar{N}, \quad (2)$$

де N і \bar{N} — висоти геоїда (квазігеоїда) відносно кожного з еліпсоїдів.

Отже, щоб знайти необхідні параметри a, α, x_0, y_0, z_0 деякого еліпсоїда E , потрібно вже мати цілком певний еліпсоїд \bar{E} із відомими параметрами $\bar{a}, \bar{\alpha}, \bar{x}_0, \bar{y}_0, \bar{z}_0$. Тоді

$$a = \bar{a} + \Delta a,$$

$$\begin{aligned} \alpha &= \bar{\alpha} + \Delta \alpha, \\ x_0 &= \bar{x}_0 + \Delta x, \\ y_0 &= \bar{y}_0 + \Delta y, \\ z_0 &= \bar{z}_0 + \Delta z. \end{aligned} \quad (3)$$

У принципі можна використовувати будь-який відомий еліпсоїд $\bar{E}(\bar{a}, \bar{\alpha}, \bar{x}_0, \bar{y}_0, \bar{z}_0)$, але, як ми побачимо нижче, найкраще прийняти саме геоцентричний еліпсоїд. Таким еліпсоїдом може бути, наприклад, добре відомий загальний земний еліпсоїд WGS84. Його параметри такі [7]:

$$\begin{aligned} \bar{a} &= 6378137 \text{ м}, \\ \bar{\alpha} &= 1/298.257223563, \\ \bar{x}_0 &= 0, \\ \bar{y}_0 &= 0, \\ \bar{z}_0 &= 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Тоді формули (3) можна переписати як

$$\begin{aligned} a &= \bar{a} + \Delta a, \\ \alpha &= \bar{\alpha} + \Delta \alpha, \\ x_0 &= \bar{x}_0, \\ y_0 &= \bar{y}_0, \\ z_0 &= \bar{z}_0. \end{aligned} \quad (5)$$

Як неважно зауважити, всі величини у формулі (1) із ризикою зверху — відомі та стосуються системи WGS84, а величини без ризику — невідомі. Отже, задача визначення регіонального еліпсоїда практично зводиться до знаходження деяких поправок $\Delta a, \Delta \alpha, \Delta x, \Delta y, \Delta z$ до відомого, прийнятого нами тут загального земного еліпсоїда WGS84.

Регіональний еліпсоїд для території України повинен бути таким, який би найкраще представляв геоїд (квазігеоїд) даного регіону. Тобто, висоти геоїда N відносно регіонального еліпсоїда у межах території України повинні бути якомога меншими. Враховуючи цю основну вимогу, виконаємо апріорні дослідження з визначення регіонального еліпсоїда для України.

Оскільки нам необхідно визначити п'ять невідомих поправок $\Delta a, \Delta \alpha, \Delta x, \Delta y, \Delta z$, то потрібно мати хоча б п'ять точок у межах території України з відомими геодезичними координатами $\bar{B}, \bar{L}, \bar{H}$.

За планові координати \bar{B} і \bar{L} приймемо наближені геодезичні координати вершин сферої-

дальної трапеції $ABCD$ та її центра O , в яку (трапецію) вписується територія України. Тобто

$$\left. \begin{array}{l} A \left\{ \begin{array}{l} B_A = 52.5^\circ \\ L_A = 21.6^\circ \end{array} \right\} \\ B \left\{ \begin{array}{l} B_B = 52.5^\circ \\ L_B = 40.0^\circ \end{array} \right\} \\ O \left\{ \begin{array}{l} B_O = 48.3^\circ \\ L_O = 30.8^\circ \end{array} \right\} \\ D \left\{ \begin{array}{l} B_D = 44.1^\circ \\ L_D = 21.6^\circ \end{array} \right\} \\ C \left\{ \begin{array}{l} B_C = 44.1^\circ \\ L_C = 40.0^\circ \end{array} \right\} \end{array} \right\}. \quad (6)$$

Зауважимо, що хоча геодезичні координати точок A, B, C, D, O даються в системі референц-еліпсоїда $\Phi. М. Красовського$, вони є наближеними, тому їх цілком можна вважати такими, що відомі в системі WGS84.

Висоти геоїда \bar{N} відповідних п'яти точок геоїда можна прийняти, наприклад, із розкладу потенціалу сили тяжіння в ряд сферичних функцій. Відома модель GEMT1 (із $n = m = 36$) дає нам такі значення \bar{N} [9]:

$$\left. \begin{array}{l} \bar{N}_A = 30.7 \text{ м} \\ \bar{N}_O = 25.9 \text{ м} \\ \bar{N}_D = 43.7 \text{ м} \end{array} \right\} \left. \begin{array}{l} \bar{N}_B = 9.8 \text{ м} \\ \bar{N}_C = 16.5 \text{ м} \end{array} \right\}. \quad (7)$$

Маючи необхідні вихідні дані та використовуючи формулу Молодєнського (1), в якій невідомі поправки $\Delta a, \Delta \alpha, \Delta x, \Delta y, \Delta z$ представлено в лінійному вигляді, запишемо параметричні рівняння для описаних п'яти точок (A, B, C, D, O):

$$\left\{ \begin{array}{l} a_A \Delta x + b_A \Delta y + c_A \Delta z + d_A \bar{a} \Delta \alpha + e_A \Delta a + l_A = v_A, \\ a_B \Delta x + b_B \Delta y + c_B \Delta z + d_B \bar{a} \Delta \alpha + e_B \Delta a + l_B = v_B, \\ a_C \Delta x + b_C \Delta y + c_C \Delta z + d_C \bar{a} \Delta \alpha + e_C \Delta a + l_C = v_C, \\ a_D \Delta x + b_D \Delta y + c_D \Delta z + d_D \bar{a} \Delta \alpha + e_D \Delta a + l_D = v_D, \\ a_O \Delta x + b_O \Delta y + c_O \Delta z + d_O \bar{a} \Delta \alpha + e_O \Delta a + l_O = v_O, \end{array} \right. \quad (8)$$

де

$$\begin{aligned} a_A &= \cos B_A \cos L_A, b_A = \cos B_A \sin L_A, c_A = \sin B_A, \\ d_A &= \sin^2 B_A, e_A = 1 - \bar{\alpha} \sin^2 B_A, v_A = N_A; \\ a_B &= \cos B_B \cos L_B, b_B = \cos B_B \sin L_B, c_B = \sin B_B, \\ d_B &= \sin^2 B_B, e_B = 1 - \bar{\alpha} \sin^2 B_B, v_B = N_B; \\ a_C &= \cos B_C \cos L_C, b_C = \cos B_C \sin L_C, c_C = \sin B_C, \\ d_C &= \sin^2 B_C, e_C = 1 - \bar{\alpha} \sin^2 B_C, v_C = N_C; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} a_D &= \cos B_D \cos L_D, b_D = \cos B_D \sin L_D, c_D = \sin B_D, \\ d_D &= \sin^2 B_D, e_D = 1 - \bar{\alpha} \sin^2 B_D, v_D = N_D; \\ a_O &= \cos B_O \cos L_O, b_O = \cos B_O \sin L_O, c_O = \sin B_O, \\ d_O &= \sin^2 B_O, e_O = 1 - \bar{\alpha} \sin^2 B_O, v_O = N_O. \end{aligned}$$

Праві частини рівнянь (8), як можна зауважити, будуть відігравати роль невідомих поправок. Оскільки система (8) із п'яти рівнянь має десять невідомих величин ($\Delta a, \Delta \alpha, \Delta x, \Delta y, \Delta z, v_A, v_B, v_C, v_D, v_O$), то накладемо на неї додаткову умову методу найменших квадратів:

$$\sum v_i^2 \rightarrow \min \quad (i = A, B, C, D, O), \quad (10)$$

щоб отримати єдиний розв'язок.

Використовуючи формули (9), знайдемо спочатку коефіцієнти параметричних рівнянь поправок (8). Результати запишемо в табл. 1.

Тоді вільні члени параметричних рівнянь поправок (8) згідно з формулою (1) можна записати як

$$l_A = \bar{N}_A, l_B = \bar{N}_B, l_C = \bar{N}_C, l_D = \bar{N}_D, l_O = \bar{N}_O. \quad (11)$$

Підставляючи замість висот геоїда \bar{N}_i їхні значення (7), отримаємо значення вільних членів:

$$\begin{aligned} l_A &= 30.7 \text{ м}, l_B = 9.8 \text{ м}, l_C = 16.5 \text{ м}, \\ l_D &= 43.7 \text{ м}, l_O = 25.9 \text{ м}. \end{aligned} \quad (12)$$

Приймаючи значення коефіцієнтів із табл. 1 та значення вільних членів із виразу (12), ми розв'язали систему параметричних рівнянь поправок (8) під умовою найменших квадратів (10) і отримали шукані параметри та їхні середні квадратичні похибки:

$$\begin{aligned} \Delta x &= -5 \pm 28 \text{ м}, \Delta y = -136 \pm 17 \text{ м}, \Delta z = 982 \pm 549 \text{ м}, \\ \bar{a} \Delta \alpha &= 783 \pm 393 \text{ м}, \Delta a = -222 \pm 170 \text{ м}. \end{aligned} \quad (13)$$

Отримані апіорні значення параметрів регіонального еліпсоїда та їхні похибки вказують на досить сильну залежність (кореляцію) між невідомими величинами. Щоби виявити, які саме величини найбільше корелюють між собою, потрібно виконати деякі додаткові дослідження з обчислення шуканих параметрів.

Визначення параметрів $\Delta x, \Delta y, \Delta z$. Припустимо, що параметри Δa та $\Delta \alpha$ є відомими, і будемо шукати лише лінійні елементи орієнтування $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ регіонального еліпсоїда. Тобто,

параметричні рівняння будуть мати вигляд

$$\begin{cases} a_A \Delta x + b_A \Delta y + c_A \Delta z + l_A^I = v_A, \\ a_B \Delta x + b_B \Delta y + c_B \Delta z + l_B^I = v_B, \\ a_C \Delta x + b_C \Delta y + c_C \Delta z + l_C^I = v_C, \\ a_D \Delta x + b_D \Delta y + c_D \Delta z + l_D^I = v_D, \\ a_O \Delta x + b_O \Delta y + c_O \Delta z + l_O^I = v_O, \end{cases} \quad (14)$$

а вільні члени запишуться таким чином:

$$\begin{cases} l_A^I = (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_A + \Delta a + \bar{N}_A, \\ l_B^I = (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_B + \Delta a + \bar{N}_B, \\ l_C^I = (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_C + \Delta a + \bar{N}_C, \\ l_D^I = (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_D + \Delta a + \bar{N}_D, \\ l_O^I = (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_O + \Delta a + \bar{N}_O. \end{cases} \quad (15)$$

Відповідні коефіцієнти системи (14) виберемо із табл. 1. Для обчислення вільних членів (15) потрібно ввести деякі числові значення для поправок Δa , $\Delta \alpha$, за які можемо прийняти параметри зміщення Європейської геодезичної референційної системи у Світовій Геодезичній Системі WGS84 [7]:

$$\Delta a = 251 \text{ м}, \quad \Delta \alpha = 0.14192702 \cdot 10^{-4},$$

$$\Delta x = -87 \text{ м}, \quad \Delta y = -98 \text{ м}, \quad \Delta z = -121 \text{ м}. \quad (16)$$

Підставляючи ці значення Δa і $\Delta \alpha$ у формули (15), обчислимо за формулою (15) значення вільних членів:

$$l_A^I = -162.8 \text{ м}, \quad l_B^I = -183.7 \text{ м}, \quad l_C^I = -190.3 \text{ м},$$

$$l_D^I = -163.1 \text{ м}, \quad l_O^I = -174.2 \text{ м}. \quad (17)$$

Таблиця 1. Обчислення коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок

Точки	Величина	Значення	Величина	Значення	Коефіцієнт	Значення
A	$\cos B_A$	0.608761	$\cos B_A \cos L_A$	0.5660113	a_A	-0.5660113
	$\cos L_A$	0.929776	$\cos B_A \sin L_A$	0.2241001	b_A	-0.2241001
	$\sin B_A$	0.793353	$\sin^2 B_A$	0.6294089	c_A	-0.793353
	$\sin L_A$	0.368125			d_A	0.6294089
					e_A	-0.9978897
B	$\cos B_B$	0.608761	$\cos B_b \cos L_b$	0.4663377	a_B	-0.4663377
	$\cos L_B$	0.766044	$\cos B_B \sin L_B$	0.3913042	b_B	-0.3913042
	$\sin B_B$	0.793353	$\sin^2 B_B$	0.6294089	c_B	-0.793353
	$\sin L_B$	0.642788			d_B	0.6294089
					e_B	-0.9978897
C	$\cos B_C$	0.718126	$\cos B_C \cos L_C$	0.5501161	a_C	-0.5501161
	$\cos L_C$	0.766044	$\cos B_C \sin L_C$	0.4616027	b_C	-0.4616027
	$\sin B_C$	0.695913	$\sin^2 B_C$	0.4842949	c_C	-0.695913
	$\sin L_C$	0.642788			d_C	0.4842949
					e_C	-0.9983762
D	$\cos B_D$	0.718126	$\cos B_D \cos L_D$	0.6676963	a_D	-0.6676963
	$\cos L_D$	0.929776	$\cos B_D \sin L_D$	0.2643601	b_D	-0.2643601
	$\sin B_D$	0.695913	$\sin^2 B_D$	0.4842949	c_D	-0.6959130
	$\sin L_D$	0.368125			d_D	0.4842949
					e_D	-0.9983762
O	$\cos B_O$	0.665230	$\cos B_O \cos L_O$	0.5714059	a_O	-0.5714059
	$\cos L_O$	0.858960	$\cos B_O \sin L_O$	0.3406263	b_O	-0.3406263
	$\sin B_O$	0.746638	$\sin^2 B_O$	0.5574683	c_O	-0.746638
	$\sin L_O$	0.512043			d_O	0.5574683
					e_O	-0.9981309

Тоді, маючи відповідні значення коефіцієнтів із табл. 1 та вільних членів із виразу (17), розв'яжемо систему параметричних рівнянь (14) під умовою найменших квадратів (10). Невідомі величини та їхні середні квадратичні похибки виявилися такими:

$$\begin{aligned} \Delta x &= -58 \pm 9 \text{ м}, \\ \Delta y &= -167 \pm 8 \text{ м}, \\ \Delta z &= -115 \pm 8 \text{ м}. \end{aligned} \quad (18)$$

Визначення параметрів Δx , Δy , Δz , Δa . Нехай нам відома тільки величина $\Delta \alpha$. Необхідно знайти параметри Δx , Δy , Δz , Δa . Параметричні рівняння в такому випадку набудуть вигляду

$$\begin{cases} a_A \Delta x + b_A \Delta y + c_A \Delta z + e_A \Delta a + l_A^{\text{II}} = v_A, \\ a_B \Delta x + b_B \Delta y + c_B \Delta z + e_B \Delta a + l_B^{\text{II}} = v_B, \\ a_C \Delta x + b_C \Delta y + c_C \Delta z + e_C \Delta a + l_C^{\text{II}} = v_C, \\ a_D \Delta x + b_D \Delta y + c_D \Delta z + e_D \Delta a + l_D^{\text{II}} = v_D, \\ a_O \Delta x + b_O \Delta y + c_O \Delta z + e_O \Delta a + l_O^{\text{II}} = v_O, \end{cases} \quad (19)$$

а вільні члени —

$$\begin{aligned} l_A^{\text{II}} &= \bar{a} \sin^2 B_A \Delta \alpha + \bar{N}_A, \\ l_B^{\text{II}} &= \bar{a} \sin^2 B_B \Delta \alpha + \bar{N}_B, \\ l_C^{\text{II}} &= \bar{a} \sin^2 B_C \Delta \alpha + \bar{N}_C, \\ l_D^{\text{II}} &= \bar{a} \sin^2 B_D \Delta \alpha + \bar{N}_D, \\ l_O^{\text{II}} &= \bar{a} \sin^2 B_O \Delta \alpha + \bar{N}_O. \end{aligned} \quad (20)$$

Тоді коефіцієнти системи (19) можна взяти із табл. 1. А вільні члени (20), якщо прийняти величину $\Delta \alpha$ із виразу (16), після нескладних обчислень будуть мати значення

$$\begin{aligned} l_A^{\text{II}} &= 87.7 \text{ м}, l_B^{\text{II}} = 66.8 \text{ м}, l_C^{\text{II}} = 60.3 \text{ м}, \\ l_D^{\text{II}} &= 87.5 \text{ м}, l_O^{\text{II}} = 76.4 \text{ м}. \end{aligned} \quad (21)$$

Таким чином, враховуючи відповідні значення із табл. 1 та із виразу (21), розв'яжемо систему параметричних рівнянь (19) під умовою (10). Тоді отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta x &= 110 \pm 89 \text{ м}, \\ \Delta y &= -67 \pm 53 \text{ м}, \\ \Delta z &= 101 \pm 115 \text{ м}, \\ \Delta a &= -39 \pm 154 \text{ м}. \end{aligned} \quad (22)$$

Визначення параметрів Δx , Δy . Нехай величини Δa , $\Delta \alpha$, Δz відомі, і потрібно знайти величини Δx , Δy . Параметричні рівняння поправок тоді запишуться як

$$\begin{cases} a_A \Delta x + b_A \Delta y + l_A^{\text{III}} = v_A, \\ a_B \Delta x + b_B \Delta y + l_B^{\text{III}} = v_B, \\ a_C \Delta x + b_C \Delta y + l_C^{\text{III}} = v_C, \\ a_D \Delta x + b_D \Delta y + l_D^{\text{III}} = v_D, \\ a_O \Delta x + b_O \Delta y + l_O^{\text{III}} = v_O. \end{cases} \quad (23)$$

Коефіцієнти в рівняннях (23), як і у попередніх випадках, можна вибрати із табл. 1. Вільні члени системи (23), як неважко зауважити, матимуть вигляд

$$\begin{aligned} l_A^{\text{III}} &= \sin B_A \Delta z + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_A + \Delta a + \bar{N}_A, \\ l_B^{\text{III}} &= \sin B_B \Delta z + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_B + \Delta a + \bar{N}_B, \\ l_C^{\text{III}} &= \sin B_C \Delta z + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_C + \Delta a + \bar{N}_C, \\ l_D^{\text{III}} &= \sin B_D \Delta z + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_D + \Delta a + \bar{N}_D, \\ l_O^{\text{III}} &= \sin B_O \Delta z + (\bar{a} \Delta \alpha + \bar{\alpha} \Delta a) \sin^2 B_O + \Delta a + \bar{N}_O. \end{aligned} \quad (24)$$

Якщо прийняти значення \bar{a} та $\bar{\alpha}$ із виразу (4), а значення Δa , $\Delta \alpha$, Δz — із виразу (16), то вільні члени після нескладних обчислень будуть дорівнювати

$$\begin{aligned} l_A^{\text{III}} &= -66.8 \text{ м}, l_B^{\text{III}} = -87.7 \text{ м}, l_C^{\text{III}} = -106.0 \text{ м}, \\ l_D^{\text{III}} &= -78.8 \text{ м}, l_O^{\text{III}} = -83.8 \text{ м}. \end{aligned} \quad (25)$$

Тоді, розв'язавши параметричні рівняння (23) під умовою (10), одержимо:

$$\begin{aligned} \Delta x &= -52 \pm 4 \text{ м}, \\ \Delta y &= -164 \pm 6 \text{ м}. \end{aligned} \quad (26)$$

Визначення параметрів Δx , Δa . Нехай нам задано величини Δy , Δz і $\Delta \alpha$. Необхідно знайти величини Δx та Δa . Тоді параметричні рівняння (8) будуть мати такий вигляд:

$$\begin{cases} a_A \Delta x + e_A \Delta a + l_A^{\text{IV}} = v_A, \\ a_B \Delta x + e_B \Delta a + l_B^{\text{IV}} = v_B, \\ a_C \Delta x + e_C \Delta a + l_C^{\text{IV}} = v_C, \\ a_D \Delta x + e_D \Delta a + l_D^{\text{IV}} = v_D, \\ a_O \Delta x + e_O \Delta a + l_O^{\text{IV}} = v_O, \end{cases} \quad (27)$$

де

$$l_A^{\text{IV}} = \cos B_A \sin L_A \Delta y + \sin B_A \Delta z + \bar{a} \sin^2 B_A \Delta \alpha + \bar{N}_A,$$

$$\begin{aligned} l_B^{IV} &= \cos B_B \sin L_B \Delta y + \sin B_B \Delta z + \bar{a} \sin^2 B_B \Delta \alpha + \bar{N}_B, \\ l_C^{IV} &= \cos B_C \sin L_C \Delta y + \sin B_C \Delta z + \bar{a} \sin^2 B_C \Delta \alpha + \bar{N}_C, \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} l_D^{IV} &= \cos B_D \sin L_D \Delta y + \sin B_D \Delta z + \bar{a} \sin^2 B_D \Delta \alpha + \bar{N}_D, \\ l_O^{IV} &= \cos B_O \sin L_O \Delta y + \sin B_O \Delta z + \bar{a} \sin^2 B_O \Delta \alpha + \bar{N}_O. \end{aligned}$$

Підставивши у формули (28) значення відповідних величин із виразів (4), (6), (7) та (16), отримаємо

$$\begin{aligned} l_A^{IV} &= 205.6 \text{ м}, l_B^{IV} = 201.1 \text{ м}, l_C^{IV} = 189.8 \text{ м}, \\ l_D^{IV} &= 197.7 \text{ м}, l_O^{IV} = 200.1 \text{ м}. \end{aligned} \quad (29)$$

Прийнявши коефіцієнти із табл. 1 та вільні члени із виразу (29), розв'яжемо систему параметричних рівнянь поправок (27) під умовою найменших квадратів (10). Тоді отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta x &= -10 \pm 47 \text{ м}, \\ \Delta a &= 205 \pm 27 \text{ м}. \end{aligned} \quad (30)$$

Визначення параметрів Δy , Δa . Припустимо, що нам відомі величини Δx , Δz і $\Delta \alpha$. Використовуючи систему рівнянь (8), знайдемо величини Δy та Δa . У цьому випадку параметричні рівняння поправок мають вигляд

$$\begin{cases} b_A \Delta y + e_A \Delta a + l_A^V = v_A, \\ b_B \Delta y + e_B \Delta a + l_B^V = v_B, \\ b_C \Delta y + e_C \Delta a + l_C^V = v_C, \\ b_D \Delta y + e_D \Delta a + l_D^V = v_D, \\ b_O \Delta y + e_O \Delta a + l_O^V = v_O, \end{cases} \quad (31)$$

а вільні члени системи рівнянь (31) запишуться як

$$\begin{aligned} l_A^V &= \cos B_A \cos L_A \Delta x + \sin B_A \Delta z + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_A \Delta \alpha + \bar{N}_A, \\ l_B^V &= \cos B_B \cos L_B \Delta x + \sin B_B \Delta z + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_B \Delta \alpha + \bar{N}_B, \\ l_C^V &= \cos B_C \cos L_C \Delta x + \sin B_C \Delta z + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_C \Delta \alpha + \bar{N}_C, \\ l_D^V &= \cos B_D \cos L_D \Delta x + \sin B_D \Delta z + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_D \Delta \alpha + \bar{N}_D, \\ l_O^V &= \cos B_O \cos L_O \Delta x + \sin B_O \Delta z + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_O \Delta \alpha + \bar{N}_O. \end{aligned} \quad (32)$$

Приймаючи значення Δx , Δz і $\Delta \alpha$ із виразу (16), будемо мати

$$\begin{aligned} l_A^V &= 232.9 \text{ м}, l_B^V = 203.3 \text{ м}, l_C^V = 192.4 \text{ м}, \\ l_D^V &= 229.8 \text{ м}, l_O^V = 216.4 \text{ м}. \end{aligned} \quad (33)$$

Враховуючи коефіцієнти із табл. 1 та вільні члени із виразу (33), розв'яжемо систему рівнянь (31) під умовою найменших квадратів (10):

$$\begin{aligned} \Delta y &= -179 \pm 12 \text{ м}, \\ \Delta a &= 276 \pm 4 \text{ м}. \end{aligned} \quad (34)$$

Визначення параметрів Δz , Δa . Нехай відомі величини Δx , Δy , $\Delta \alpha$. Необхідно обчислити величини Δz , Δa . Параметричні рівняння поправок тоді запишуться у вигляді

$$\begin{cases} c_A \Delta z + e_A \Delta a + l_A^{VI} = v_A, \\ c_B \Delta z + e_B \Delta a + l_B^{VI} = v_B, \\ c_C \Delta z + e_C \Delta a + l_C^{VI} = v_C, \\ c_D \Delta z + e_D \Delta a + l_D^{VI} = v_D, \\ c_O \Delta z + e_O \Delta a + l_O^{VI} = v_O, \end{cases} \quad (35)$$

де

$$\begin{aligned} l_A^{VI} &= \cos B_A \cos L_A \Delta x + \cos B_A \sin L_A \Delta y + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_A \Delta \alpha + \bar{N}_A, \\ l_B^{VI} &= \cos B_B \cos L_B \Delta x + \cos B_B \sin L_B \Delta y + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_B \Delta \alpha + \bar{N}_B, \\ l_C^{VI} &= \cos B_C \cos L_C \Delta x + \cos B_C \sin L_C \Delta y + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_C \Delta \alpha + \bar{N}_C, \\ l_D^{VI} &= \cos B_D \cos L_D \Delta x + \cos B_D \sin L_D \Delta y + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_D \Delta \alpha + \bar{N}_D, \\ l_O^{VI} &= \cos B_O \cos L_O \Delta x + \cos B_O \sin L_O \Delta y + \\ &\quad + \bar{a} \sin^2 B_O \Delta \alpha + \bar{N}_O. \end{aligned} \quad (36)$$

Прийнявши значення величин Δx , Δy і $\Delta \alpha$ із виразу (16), вільні члени набудуть значень

$$\begin{aligned} l_A^{VI} &= 158.9 \text{ м}, l_B^{VI} = 145.7 \text{ м}, l_C^{VI} = 153.4 \text{ м}, \\ l_D^{VI} &= 171.5 \text{ м}, l_O^{VI} = 159.5 \text{ м}. \end{aligned} \quad (37)$$

Враховавши значення відповідних коефіцієнтів із табл. 1 та вільних членів із виразу (37), розв'яжемо систему параметричних рівнянь (35) під умовою методу найменших квадратів (10).

Тоді будемо мати

$$\begin{aligned} \Delta z &= -103 \pm 94 \text{ м,} \\ \Delta a &= 235 \pm 70 \text{ м.} \end{aligned} \quad (38)$$

ВИСНОВКИ

Таким чином, на основі результатів проведених вище досліджень можна зауважити таке. Визначення всіх п'яти параметрів регіонального еліпсоїда (вірніше, їхніх поправок Δa , $\Delta \alpha$, Δx , Δy , Δz), показаних у вигляді результатів (13), пов'язане із сильною функціональною залежністю параметрів між собою. Ця залежність (кореляція) досить добре демонструється на значеннях середніх квадратичних похибок, які є сумірними з отриманими параметрами і навіть перевищують останні. При цьому із порівняння результатів (22), (30), (34) і (38) видно, що найбільша кореляція виникає між такими величинами: Δa та Δx ; Δa та Δy ; Δa та Δz . З огляду на це можна зробити висновок, що сумісне визначення всіх п'яти параметрів методом найменших квадратів для території України не дає очікуваних хороших результатів. Це добре видно

із обчислень (13) за даними висот геоїда, представлених у вигляді сфероїдальної трапеції, яка описує територію України.

На відміну від такого розв'язку, результати (18) свідчать, що визначення тільки трьох параметрів Δx , Δy , Δz при заданих Δa та $\Delta \alpha$ дають можливість досить добре підібрати такий регіональний еліпсоїд, який би найкраще представляв геоїд (квазігеоїд), побудований на територію України.

Отже, перед нами виникають дві різні задачі: а) сумісне визначення параметрів регіонального еліпсоїда Δa , $\Delta \alpha$, Δx , Δy , Δz ; б) визначення параметрів зміщення регіонального еліпсоїда Δx , Δy , Δz при умові, що велика піввісь еліпсоїда Δa та стиснення еліпсоїда $\Delta \alpha$ є заданими. Розв'язування цих задач продемонструвало нам дуже відмінні між собою результати, отримані за одними і тими ж даними для однієї і тієї ж території. Це наводить нас на необхідність додаткових досліджень щодо отримання коректних розв'язків так званих нестійких або погано зумовлених задач [6].

ЛІТЕРАТУРА

1. Гоффманн-Велленгоф Б., Мориц Г. *Физическая геодезия*: монографія. Под ред. Ю. М. Неймана. М.: Изд-во МИИ-ГАиК, 2007. 426 с.
2. Загребин Д. В. Теория регуляризованного геоида. *Тр. Ин-та теор. астрон.* 1952. № 1. С. 52—61.
3. Мещеряков Г. А., Церклевич А. Л. *Гравитационное поле, фигура и внутреннее строение Марса*: монографія. Киев: Наук. думка, 1987. 240 с.
4. Молоденский М. С., Еремеев В. Ф., Юркина М. И. Методы изучения внешнего гравитационного поля и фигуры Земли. *Тр. ЦНИИГАиК.* 1960. Вып. 131. С. 250—251.
5. Мориц Г. *Современная физическая геодезия*: монографія. М.: Недра, 1983. 392 с.
6. Тихонов А. Н., Самарский А. А. *Уравнения математической физики*: учеб. пособие. М.: Наука, 1966. 724 с.
7. Boucher C., Altamimi Z. ITRS, PZ-90 and WGS-84: Current Realizations and the Related Transformation Parameters. *J. Geodesy.* 2001. **75**. P. 613—619.
8. Heiskanen W. and Moritz H. *Physical Geodesy*. San Francisco, California: W. H. Freeman and Company. 1967. 402 p.
9. Lelgemann D. Spherical Approximation and the Combination of Gravimetric and Satellite Data. *Boll. Geol. Sci. Affini.* 1973. **32**. P. 241—250.

REFERENCES

1. Hoffmann-Wellenhof B., Moritz H. (2007). *Physical geodesy*. Moscow (in Russian).
2. Zagrebin D. V. (1952). Theory of regularized geoid. *Trudy ITA*, no. 1, 52—61.
3. Meshcheryakov G. A., Tserklevich A. L. (1987). Gravitational field, figure and internal structure of Mars. Kiyev (in Russian).
4. Molodenskiy M. S., Eremeyev V. F., Yurkina M. I. (1960). Methods for studying the external gravitational field and the figure of the Earth. *Trudy TSNIGAiK*, **131**, 250—251.
5. Moritz H. (1983) *Advanced physical geodesy*. Moscow (in Russian).
6. Tikhonov A. N., Samarskiy A. A. (1966). *Equations of mathematical physics*. Moscow (in Russian).
7. Boucher C., Altamimi Z. (2001). ITRS, PZ-90 and WGS-84: Current Realizations and the Related Transformation Parameters. *J. Geodesy*, **75**, 613—619.

8. Heiskanen W., Moritz H. (1967). *Physical Geodesy*. San Francisco, California: W. H. Freeman and Company.
9. Lelgemann D. (1973). Spherical Approximation and the Combination of Gravimetric and Satellite Data. *Boll. Geold. Sci. Affini*, **32**, 241–250.

Стаття надійшла до редакції 23.02.2024

Після доопрацювання 23.02.2024

Прийнято до друку 30.09.2024

Received 23.02.2024

Revised 23.02.2024

Accepted 30.09.2024

A. R. *Sohor*, Ph. D. in Technical Sciences, Associate Prof.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0084-9552>

ResearcherID: ABI-6288-2020. Scopus Author ID: 57224950613

E-mail: andrii.r.sohor@lpnu.ua

D. O. *Marchenko*, Ph. D. in Technical Sciences, Head of the Department of Cartography and Geospatial Modelling

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5321-0189>

ResearcherID: HJ1-7657-2023. Scopus Author ID: 57203153570

E-mail: dmytro.o.marchenko@lpnu.ua.

K. O. *Kryva*, Graduate Student

ORCID: <https://orcid.org/0009-0000-1564-1511>

ResearcherID: KBC-7973-2024

E-mail: khrystyna.o.kryva@lpnu.ua

Lviv Polytechnic National University

12, Stepana Bandery Str., Lviv, 79013 Ukraine

CALCULATION OF THE REGIONAL ELLIPSOID FOR UKRAINE AND ITS EFFICIENCY

The novelty and relevance of scientific solutions lies in the need to build a national reference system, namely, to determine the parameters of the regional ellipsoid. The methodology of such a scientific study consists of the fact that the task of determining the regional ellipsoid practically boils down to finding corrections to the general terrestrial ellipsoid GRS80 adopted by us. The regional ellipsoid for the territory of Ukraine should be the one that would best represent the geoid (quasi-geoid) of the given region. That is, the heights of the geoid relative to the regional ellipsoid within the territory of Ukraine should be as small as possible.

The purpose of the article is to obtain the parameters of the regional ellipsoid for the territory of Ukraine and to study the effectiveness of such a reference system in solving some practical and scientific problems of geodesy.

Thus, based on the results of the above studies, the following can be noted. The determination of all five parameters of the regional ellipsoid is caused by a strong functional dependence of the parameters among themselves. This dependence (correlation) is quite well demonstrated by the mean square error values, which are commensurate with the obtained parameters and even exceed the latter. Moreover, the greatest correlation occurs between the correction to the semimajor axis of the ellipsoid and the linear elements of the displacement of its center in the body of the Earth. Taking into account these remarks, we can conclude that the joint finding of all five parameters by the least squares method for the territory of Ukraine does not give us the expected good results. This is clearly visible from the calculations of geoid heights, presented in the form of a spheroidal trapezoid, which describes the territory of Ukraine. In contrast to such a solution, research on the determination of only three parameters of the displacement of the ellipsoid with its given dimensions makes it possible to quite well choose such a regional ellipsoid that would best represent the geoid (quasi-geoid) built on the territory of Ukraine. Solving these problems showed us very different results obtained from the same data for the same territory. This leads us to the need to conduct additional research on obtaining correct solutions to so-called unstable or ill-conditioned problems.

Keywords: major axis of ellipsoid, geoid, gravitational field of the Earth, Earth ellipsoid, reference ellipsoid parameters, ellipsoid compression.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.096>
УДК 52 (091)

Т. Г. АРТЕМЕНКО, в. о. наук. співроб.
E-mail: t.g.artemenko@ukr.net

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України
вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

КАТАЛОГ СЛАБКИХ ЗІР ЯК АСТРОМЕТРИЧНИЙ МІЖНАРОДНИЙ ПРОЄКТ, І УЧАСТЬ ОБСЕРВАТОРІЙ УКРАЇНИ У ЙОГО РЕАЛІЗАЦІЇ

Висвітлюється роль обсерваторій України у виконанні досліджень в рамках міжнародної астрометричної програми зі створення каталогу слабких зір (КСЗ). Ідея програми полягала в астрометричній прив'язці слабких зір до галактик, що дало можливість отримати абсолютні власні рухи зір і створити квазіінерційну систему координат, яка не залежить від рухів у нашій Галактиці. Власні рухи, віднесені до галактик, дають можливість визначити систематичні похибки фундаментальних каталогів, знайти незалежним способом сталу прецесію, а також уточнити зоряно-кінематичні параметри Галактики. Програма КСЗ суттєво вплинула на такі міжнародні програми, як AGK3R і SRS (Southern Reference Stars) — всі зорі КСЗ увійшли до списку AGK3R, а список зір SRS було створений за критеріями КСЗ. Описано етапи роботи над проектом як у рамках обсерваторій колишнього СРСР, так і у міжнародній частині, а саме створення загального, фундаментального каталогів КСЗ, фотографування ділянок неба з фундаментальними зорями і галактиками. Наведено дані за результатами Пулковської і Лікської програм. Після завершення космічного проекту HIPPARCOS історія астрономії поділилася на два періоди: до запуску супутника і після. Частина астрометричних каталогів і програм втратила свою актуальність, зокрема і за програмою Каталогів слабких зір і наразі представляє лише історичний інтерес. На сьогоднішній реалізацією міжнародної небесної системи координат в оптичному діапазоні є Gaia Celestial Reference Frame, створена на базі спостережень квазарів (GCRF3) космічним супутником Gaia, місія якого ще триває.

Ключові слова: астрометрія, каталог слабких зір, абсолютні власні рухи, опорні системи, фундаментальний каталог, ICRF, HIPPARCOS, Gaia.

1. ВСТУП

Однією з головних задач астрометрії є побудова небесної опорної системи координат, тобто створення фундаментального зоряного каталогу, що містить точні положення і власні рухи вибраних фундаментальних зір. Потреби астрофотографії вимагали доповнення фундаментальних каталогів зір слабкими зорями. Тому набула ак-

туальності ідея побудови інерційної системи координат, реалізація якої можлива на основі високоточного каталогу опорних слабких зір, що охоплює все небо. Такий каталог є необхідним і для спостережень малих планет з метою орієнтації системи небесних координат, а також для інших задач астрономії. Всі ці міркування було покладено в основу великого астрометричного проєкту 1930-х рр. — Каталогів слабких зір

Цитування: Артеменко Т. Г. Каталог слабких зір як астрометричний міжнародний проєкт, і участь обсерваторій України у його реалізації. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5 (150). С. 96—119. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.096>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

(КСЗ). Передбачалася прив'язка координат зір до позагалактичних об'єктів, які є практично нерухомими реперами. Автор вважає за доцільне надати ряд означень, які використовуються в статті. *Інерційна система координат* — це така система, напрями вісей якої не мають обертання по відношенню до нерухомих «опорних об'єктів». Реалізаціями інерційної системи координат є: *інерційна система координат зір (IS–S)* — напрями вісей прив'язуються до зір, представлена положеннями і власними рухами зір у фундаментальних каталогах; *інерційна система координат планет і супутників (IS–P)* — початок відліку координат суміщений з барицентром тіл Сонячної системи, практично реалізується ефемеридами тіл Сонячної системи — планет, Місяця, ШСЗ та ін.; *інерційна система координат позагалактичних джерел (IS–R)* — шляхом певних умов пов'язується з квазарами і ядрами галактик і реалізується на базі РНДБ—спостережень. *Фундаментальні зорі* — це зорі, з яких складено фундаментальні каталоги. *Фундаментальні каталоги (каталоги фундаментальних зір)* — низка зоряних каталогів, що містять перелік та координати невеликої кількості особливим чином вибраних фундаментальних або опорних зір. Фундаментальні каталоги є результатом зіставлення й об'єднання багатьох вихідних зоряних каталогів, складених у різних обсерваторіях і в різний час. Спеціальні методики побудови таких каталогів вдосконалювалися у зв'язку з підвищенням вимог до точності фундаментальної системи координат. Фундаментальні каталоги містять відносно невелику кількість яскравих зір і вважалися фотометричними стандартами для певного проміжку часу. Таким чином, вони визначали *фундаментальну систему координат* на небі, яка є основою для визначення небесних координат інших об'єктів та вивчення їх рухів. *Фундаментальна система координат* — це система координат, задана фундаментальним каталогом зір, що містить для деякої кількості рівномірно розподілених по небесній сфері зір середні екваторіальні координати (прямі піднесення і схилення) у вибрану початкову епоху і зміни цих координат, зумовлені прецесією і власними рухами зір. Фундаментальна система координат

відрізняється від інерційної наявністю певного обертання. Тому фундаментальну систему координат називають *квазіінерційною*.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ПРОЄКТУ КАТАЛОГУ СЛАБКИХ ЗІР І ЕТАПИ ВИКОНАННЯ У ДОВОЄННИЙ ПЕРІОД

У зв'язку з розвитком небесної механіки і зоряної астрономії у 1920-ті роки перед астрометрією виникла нова проблема. Було доведено, що Сонце разом з зорями Галактики обертається навколо її центра, і відповідно систему координат, пов'язану з Сонцем, не можна вважати інерційною. У 1932 році на Першій астрометричній конференції СРСР у доповіді пулковських астрономів Б. П. Герасимовича (1889—1937) і М. І. Дніпровського (1887—1944) «Звездная астрономия и фундаментальные системы положений звезд» [21] було висунуто ідею використання позагалактичних туманностей як нерухомих реперів для визначення власних рухів зір. Згідно з розробленим планом проблема побудови каталогу опорних слабких зір складалася з декількох окремих, але тісно пов'язаних завдань, а саме побудови нової незалежної фундаментальної системи слабких зір, зв'язку фундаментальної системи слабких зір з актуальними на той час фундаментальними системами (FK3, FK4, FK5), створення загального каталогу слабких зір як опорної системи для диференційних меридіанних спостережень, фотографічної прив'язки до віддалених позагалактичних туманностей для отримання абсолютних рухів зір і для визначення сталої прецесії, визначення нуля-пункта прямих піднесення і положення екватора каталогу слабких зір за спостереженнями малих планет [10].

Доповідь Б. П. Герасимовича привернула увагу як радянських, так і закордонних астрономів. Для роботи зі створення фундаментального і загального каталогів слабких зір планувалося залучити всі меридіанні інструменти СРСР, а також закордонні, особливо південної півкулі. Трагічні події 1937 року, пов'язані з арештом обох вчених за так звану «Пулковською справою», зупинили розпочату ними організаційну роботу постановки спостережень за цією програмою в обсерваторіях тодішнього СРСР і світу [5, 38, 128].

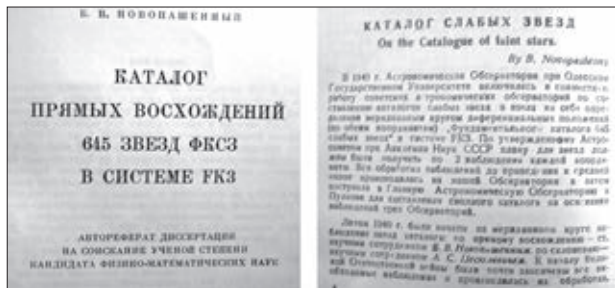


Рис. 1. Титульна сторінка каталогу Б. В. Новопашенного. Повторні спостереження проводилися під керівництвом В. П. Цесевича

У листопаді 1938 року за ініціативою М. С. Зверева (1903—1991) і П. П. Паренаго (1906—1960) в Пулкові було скликано нараду (Третя астрометрична конференція СРСР) з проблеми створення каталогу слабких зір. З основною доповіддю на ній виступив М. С. Зверев [33—35]. У доповіді було накреслено загальний план багаторічної роботи, особливо підкреслювалась необхідність залучення до роботи обсерваторій південної півкулі шляхом обговорення наукових проблем КСЗ по лінії Міжнародного астрономічного союзу. По суті це було повернення до ідеї створення каталогу слабких зір, запропонованої ще у 1932 році на Першій астрометричній конференції в Пулкові. Після цієї наради центр тяжіння всіх робіт з КСЗ зосередився в Державному астрономічному інституті ім. П. К. Штернберга (ДАІШ), співробітникам якого було доручено складання списків зір північного неба для майбутньої програми спостережень [86].

Ключова роль у реалізації проекту належить М. С. Звереву, чия наукова діяльність, починаючи з 1946 року, була пов'язана з Пулковською обсерваторією. Проблема КСЗ одразу стала пріоритетною, до її реалізації долучилися провідні пулковські астрометристи А. А. Немиро, О. М. Дейч, Д. Д. Положенцев. Координація астрометричних робіт проводилася Астрономічним комітетом при Народному комісаріаті просвіти, а з 1937 року — Астрорадою АН СРСР, в системі якої було затверджено Астрометричну комісію. Організацію і спостереження за всіма роботами з КСЗ було доручено підкомісії зі слабких зір на 3-й астрометричній конференції (1938 р., голова — М. С. Зверев) [36].

3. ОСНОВНІ ЕТАПИ РОБОТИ ЗІ СТВОРЕННЯ КАТАЛОГУ СЛАБКИХ ЗІР

3.1. Спостереження зір Фундаментального каталогу слабких зір (ФКСЗ)

Проект Каталогу слабких зір передбачав створення окремої фундаментальної системи слабких зір. Спостереження зір усього списку абсолютним і відносним методом провадилися у ряді як радянських, так і закордонних обсерваторій. Опонентом М. С. Зверева виступив директор Астрономічного інституту Гейдельберга А. Копфф, на думку якого ФКСЗ мав бути складовою частиною загальноприйнятого каталогу і включати в себе як яскраві, так і слабкі зорі. Для створення такого каталогу необхідно розширити список зір, що входять до фундаментального каталогу FK3 шляхом залучення до нього зір списку FK3-supr і каталогу N30. Компромісу не було досягнуто, і подальші абсолютні спостереження в обсерваторіях СРСР продовжували проводитись за програмою ФКСЗ.

Активна робота з виконання програми розпочалася в 1950-ті роки в ряді обсерваторій СРСР, а саме проводилися спостереження фундаментальних зір ФКСЗ згідно з первинним списком, складеним у ДАІШ під керівництвом М. С. Зверева у 1939 р. (табл. 1) [15, 57, 87, 120]. У реалізації проекту КСЗ брали участь обсерваторії України: астрономічні обсерваторії Київського, Одеського і Харківського університетів [48, 53], Головна астрономічна обсерваторія АН УРСР (Голосіїв, Київ), а також Миколаївська астрономічна обсерваторія, участь якої у проекті відбувалася переважно за міжнародною програмою КСЗ [33].

Астрономічній обсерваторії Одеського університету було доручено провести диференційні визначення прямих піднесень і схилень 645 зір ФКСЗ у зоні схилень від $+90^\circ$ до -30° в системі FK3 за допомогою меридіанного круга Репсольда ($D = 134$ мм, $F = 198$ см) ([61], рис. 1).

На меридіанному крузі Астрономічної обсерваторії Київського університету ($D = 12$ см, $F = 148$ см) спостереження списку 585 фундаментальних зір проводили А. А. Гориня та М. Я. Чернега. Складені ними каталоги [27, 32] було використано в Головній астрономічній обсерваторії АН СРСР при створенні зведеного «Попере-

днього фундаментального каталогу слабких зір» (ПФКСЗ) [40, 41].

В Астрономічній обсерваторії Харківського університету диференційні визначення схилень зір ФКСЗ за допомогою меридіанного круга ($D = 106$ мм, $F = 1930$ мм) проводив В. О. Михайлов. Кінцева обробка цих спостережень була виконана співробітниками обсерваторії В. О. Михайловим, К. М. Кузьменко, В. Х. Плужниковим [59]. Каталогі схилень і прямих піднесень, створені в Харкові, були використані при створенні зведених каталогів ПФКСЗ-1 і ПФКСЗ-2.

У Миколаївській астрономічній обсерваторії за допомогою меридіанного круга ($D = 108$ мм, $F = 1650$ мм) проводилися спостереження 584 зір списку ФКСЗ. Створено каталог прямих піднесень 584 зір ФКСЗ у зоні схилень від $+90^\circ$ до -20° (Я. Е. Гордон, Л. Ф. Горель, О. В. Хруцька, 1974—1976 рр.) [24].

Спостереження зір ФКСЗ абсолютним методом проводилися в Казані (Астрономічна обсерваторія імені В. П. Енгельгардта) [1], у Пулковській обсерваторії (яскраві зорі пулковського плану В. Я. Струве і слабкі — зі списку ФКСЗ) і в ГАО АН УРСР. Визначення схилень фундаментальних зір в ГАО АН УРСР у 1950-х роках

відбувалися за спостереженнями на вертикальному крузі ($D = 19$ см, $F = 252$ см) (В. В. Конін, О. К. Король) [50].

На основі спостережень зір ФКСЗ, виконаних в астрономічних обсерваторіях СРСР (Пулково, ДАІШ, АОЕ, ГАО АН УРСР та ін.) і двох закордонних (Бухарест, Вроцлав) [1, 14, 28, 120] було створено «Попередній фундаментальний каталог слабких зір» (ПФКСЗ) [41, 42], який використовувався як опорний каталог при меридіанних спостереженнях КСЗ. Другу версію ПФКСЗ в системі FK4 (ПФКСЗ-2) було створено в результаті кооперативної роботи ГАО АН СРСР (Пулково) і ГАО АН УРСР (1980 р.) [40, 92]. Каталог містить 587 зір, при його створенні використовувалися каталоги ФКСЗ (14 — за прямим сходженням, 13 — за схиленням), каталог опорних зір північного неба AGK3R і шість каталогів зір КСЗ (табл. 2) [63].

3.2. Загальний каталог слабких зір. У період з 1954 по 1963 рік в обсерваторіях СРСР і Бухареста було проведено кооперативну роботу зі спостережень загального каталогу слабких зір (табл. 3), а саме близько 13.5 тисяч зір у окремих зонах північніше -20° . Робота проводилася згідно зі складеними у ДАІШ списками КСЗ-І (5120

Таблиця 1. Пункти та періоди запланованих меридіанних спостережень зір ФКСЗ абсолютними і відносними методами в системі FK3 (n — кількість спостережень однієї зорі)

Пункт спостережень	Роки спостережень	n	Пункт спостережень	Роки спостережень	n
<i>Прямі сходження</i>			<i>Схилення</i>		
Ташкент	1940—1945	4	Казань, АОЕ	1940—1943	4
Москва	1940—1941	1	Москва	1940—1941	1
Одеса	1940—1943	4	Казань, АОЕ*	1944—1950	10
Ташкент *	1946—1953	8	Одеса	1945—1949	4
Вроцлав	1950—1953	4	Київ	1948—1951	4
Київ	1951—1954	4	Харків	1948—1953	4
Харків	1952		Вроцлав	1950—1953	2
Москва	1953		Голосіїв	1952—1953	2
Бухарест	1953		Бухарест	1953	2
Пулково*	1954		Голосіїв*	1954	8
Пулково	1954		Пулково*		8
Миколаїв			Миколаїв		2
Вроцлав*			Вроцлав*		8

Примітка: * — спостереження абсолютним методом

зір в зоні $+10^\circ \dots -30^\circ$) і КСЗ-II (10235 зір в зоні $+30^\circ \dots -30^\circ$) [6, 16, 39].

Відповідно до інструкції з меридіанних спостережень для загального каталогу слабких зір, складеної у Пулковській обсерваторії за участі А. А. Немиро, спільні визначення прямих піднесенень і схилень було рекомендовано проводити вузькими зонами ($5^\circ \dots 10^\circ$) [64–66]. До спостережного списку КСЗ було внесено понад 15000 зір 7.5–9 зоряної величини (з них 931 — зір, що входять до складу фундаментального каталогу ФКСЗ) спектральних класів G5, K і M. Всього за програмою КСЗ було складено понад 30 каталогів (табл. 4) [25].

У 1958–1961 роках на меридіанному крузі Астрономічної обсерваторії Київського університету спостереження слабких зір загального списку КСЗ проводили В. К. Дрофа, М. Я. Чернега і А. А. Гориня. Відповідно до затвердженого розподілу спостережень загального списку об'єктів між установами, в обсерваторії спостерігали зону від $+10$ до $+30^\circ$ за схиленням. Було створено каталог положень 3347 слабких зір для рівнодення 1950.0 і для середньої епохи спостережень.

В Астрономічній обсерваторії Одеського університету Б. В. Новопащенко створив каталог прямих піднесенень 2967 зір списку КСЗ-II (1954–1961). Обидві координати — пряме піднесення і

Таблиця 2. Параметри каталогів зір ФКСЗ, залучених до складання ПФКСЗ

(T — середня епоха, n — середня кількість спостережень однієї зорі, $\varepsilon_\alpha \cos \delta$, ε_δ — середні квадратичні похибки одного спостереження, w_α , w_δ — ваги у систематичному відношенні)

Каталог	Спостерігачі	T	n	$\varepsilon_\alpha \cos \delta$	ε_δ	w_α	w_δ	Інструмент*
Бухарест α, δ	К. Драмба та ін.	1954.5	2.7	0.029 ^s	0.51"	0.6	1.0	МК Готьє
Вроцлав α	П. Рибка, Я. Валихевич	1952.3	4.3	0.037 ^s	—	0.8	—	ПІ Репсольда
Вроцлав δ	Д. Кубіковський, А. Гланя	1952.4	2.1	—	0.64"	—	0.8	ВК Репсольда
Голосіїв δ	В. В. Конін, О. К. Король	1952.9	4.7	—	0.46"	—	1.5	ВК Ваншаффа
Казань 42 δ	Л. Д. Агафонова	1942.1	5.2	—	0.57"	—	1.4	МК Репсольда
Казань 50 δ	Л. Д. Агафонова, А. І. Нефедьева	1948.2	11.4	—	0.50"	—	1.2	МК Репсольда
Київ α	Н. А. Чернега	1952.9	4.4	0.027 ^s	—	1.0	—	МК Репсольда
Київ δ	А. А. Гориня	1949.8	4.5	—	0.53"	—	1.0	МК Репсольда
Москва α, δ	М. С. Зверев	1941.0	1.5	0.023 ^s	0.37"	0.6	1.0	МК Репсольда
Одеса α	Б. В. Новопащенко	1941.6	4.4	0.016 ^s	—	0.7	—	МК Репсольда
Одеса δ	А. С. Цесюлевич	1947.1	4.8	—	0.35"	—	1.1	МК Репсольда
Пулково α	В. С. Бедін, М. С. Зверев, А. А. Извекова	1955.0	3.8	0.027 ^s	—	1.0	—	МК Тепфера
Ташкент α	Л. Д. Маткевич, Г. Д. Джалялов	1943.2	5.2	0.037 ^s	—	0.7	—	МК Репсольда
Харків α	К. Н. Кузьменко, В. Х. Плужников	1955.0	4.0	0.032 ^s	—	0.8	—	МК Репсольда

Таблиця 3. Попередній розподіл завдань у рамках програми КСЗ між пунктами спостережень

Фундаментальний каталог		Загальний каталог
пряме піднесення	схилення	обидві координати
Пулково — великий пасажний інструмент Ташкент — меридіанний круг Одеса — меридіанний круг	Пулково — вертикальний круг Казань — меридіанний круг Київ — меридіанний круг	Москва — меридіанний круг Пулково — меридіанний круг Харків — меридіанний круг

схилення визначалися за допомогою меридіанного круга диференційним методом в системі FK3. Каталог схилень 422 зір КСЗ у зоні схилень від -9° до -13° склала М. Ю. Волянська [18], а у зоні від -12° до -20° — В. М. Нечаєв [67].

У Миколаївській обсерваторії створено каталог прямих піднесень і схилень 2600 зір КСЗ у зоні схилень від -5° до -20° на епоху 1956—1963 рр. [22].

Диференційні спостереження за програмою КСЗ у системі FK3 і ПФК3, виконані в обсерваторіях Бухареста, Москви [58], Казані [60], Києва [26], Миколаєва [22], Одеси [18, 62, 67], Ташкента [14, 16], були використані В. С. Боровських при створенні зведеного каталогу опорних зір КСЗ (1978 р.) [13].

3.3. Спостереження малих планет. Ідею орієнтування системи координат КСЗ за спостереженнями малих планет було запропоновано Б. В. Нумеровим, а перші спостереження за його проєктом були проведені у 1949 році, а саме у ДАІШ, Пулковській, Ташкентській, Миколаївській обсерваторіях, ГАО АН УРСР.

До програми спостережень увійшли десять малих планет [76]. Щоб повніше охопити екваторіальну зону неба, В. І. Орельська запропонувала продовжити спостереження малих планет до

1990 року, додавши до програми 20 малих планет [69]. Пізніше в ІТА РАН було затверджено програму позиційних спостережень 15 вибраних малих планет (1991—2000 рр.), схвалену комісією 20 Міжнародного астрономічного союзу. У ході виконання проєкту Б. В. Нумерова зусиллями багатьох обсерваторій світу виконано понад 30 000 спостережень, проте у виконанні цих робіт виявилися окремі недоліки, пов'язані зі зміною об'єктів (програм) спостережень і методів та засобів обробки, зміною каталогів опорних зір.

Фотографічні спостереження вибраних малих планет проводилися у Миколаєві (Ф. Ф. Каліхевич, Г. К. Горель, В. І. Вороненко) за допомогою зонного астрографа ($F = 2044$ мм, $D = 120$ мм, поле $5^\circ \times 5^\circ$). Спостереження вибраних малих планет на зонному астрографі у Миколаєві тривали 37 років і були завершені у 1998 р. [19, 44] у зв'язку з переоснащенням інструмента ПЗЗ-камерою. В ГАО АН УРСР спостереження малих планет за допомогою подвійного довгофокусного астрографа ($D = 40$ см, $F = 5.5$ м) проводили І. Г. Колчинський, А. Б. Онегіна, С. П. Майор та ін. [68].

3.4. Фотографування площадок з галактиками. Визначення власних рухів зір відносно галактик (Пулковська, Лікська програми). Фотографуван-

Таблиця 4. Основні дані про каталоги КСЗ (N — кількість зір, n — середня кількість спостережень однієї зорі, $\varepsilon_\alpha \cos \delta$, ε_δ — середні квадратичні похибки одного спостереження)

Каталог	N	Спостерігачі	Період	n	$\varepsilon_\alpha \cos \delta$	ε_δ	Зона схилень	Інструмент
Бухарест	3859	Е. Маркус та ін.	1955—1962	4.1	0.029 ^s	0.47"	-10...+10	МК Готьє
Казань	2288	А. І. Нефедьева	1955—1961	2.4	—	0.62"	+50...+90	МК Репсольда
Київ	3347	В. К. Дрофа і Н. А. Чернега	1956—1961	2.6	0.028 ^s	0.45"	+10...+30	МК Репсольда
Москва	5257	А. П. Гуляєв	1957—1965	2.0	0.020 ^s	0.46"	+30...+90	МК Репсольда
Одеса	2967	Б. В. Новопашенний	1964—1963	4.3	0.029 ^s	—	-5...-25	МК Репсольда
	1325	В. М. Нечаєв	1958—1961	3.9	—	0.57"	-12...-20	
		Л. Ф. Чернієв	1954—1961	—	—	—	-5...-10	
	422	М. Ю. Волянська	1959—1963	—	—	—	-10...-12	
Ташкент	850	І. М. Богородицький	1957—1960	4.2	0.038 ^s	—	-5...-10	МК Репсольда
	814	Кім Гундер та І. М. Богородицький	1957—1961	4.5	0.038 ^s	—	-10...-15	
	824	М. Ф. Биков	1957—1961	4.2	0.031 ^s	—	-15...-20	
Миколаїв	2600	Я. Е. Гордон та ін.	1956—1963	4.0	0.030 ^s	0.46"	-5...-20	МК Репсольда

ня площадок з галактиками виконувалося за двома програмами — Пулковською та Лікською (табл. 5 і 6). Пулковську програму фотографування площадок з галактиками було розроблено в Пулковській обсерваторії під керівництвом О. М. Дейча. На 8-й Генеральній Асамблеї Міжнародного астрономічного союзу в Римі (1952 р.) О. М. Дейч виступив з доповіддю про використання галактик для визначення абсолютних власних рухів зір фотографічним способом (план Дейча) [29—31, 102]. Пулковська програма передбачала визначення абсолютних власних рухів зір у 306 вибраних ділянках неба, 205 з яких знаходяться північніше схилення -25° і є доступними для спостережень в тодішньому СРСР. В результаті великої спостережної роботи

було створено і опубліковано робочий каталог 1500 галактик на 157 площадках неба розміром $2^\circ \times 2^\circ$ у ділянках неба від північного полюса до -5° за схиленням [31]. У спостереженнях галактик за Пулковською програмою брали участь обсерваторії у Ташкенті, Голосієві, Бухаресті, Бордо, Сан-Франциско, а також Шанхаї, Перті, Кордові, Капі — всього 12 обсерваторій різних країн, які мали довгофокусні ширококутні астрографи [20, 49]. Аналогічна робота з 1952 року проводилася в Лікській обсерваторії (США) за допомогою 50-см ширококутного астрографа (Лікська програма) [109, 114]. Спостереження за програмою було розширено на південну півкулю обсерваторією в Леонсіто, де було встановлено аналогічний астрограф.

Таблиця 5. Розподіл завдань із спостережень галактик і фундаментальних зір по пунктах та зонах схилень

Пункт	ϕ , град.	f , м	d , см	d/f	Галактики	Фундаментальні зорі
Пулково	+60	3.5	33	1/10	+90...-5	+90...-5
Москва	+55	6.4	38	1/17	+90...-10	+90...-10
		2.3	23	1/10	+90...-10	
Київ	+50	5.5	40	1/14	+90...-15	+90...-15
Ташкент	+41	3.5	33	1/10	+90...-25	+90...-15
Бухарест	+44	6.1	38	1/16	+90...+12	+90 ...+20
Шанхай	+31	6.9	40	1/17	+12 ...-35	-10 ...-20
						+20 ...-35

Таблиця 6. Учасники програми визначення абсолютних власних рухів зір відносно галактик

Установа	ϕ	Телескоп	f , м	Масштаб, сд/мм	Поле	t	Область неба	N
ПУЛКОВСЬКА ПРОГРАМА								
ГАО АН СРСР (Пулково)	+60°	33 см, НА	10	60	2 × 2	14	Площадки з галактиками	~300
ГАО АН УРСР (Голосіїв)	+50°	40 см, ДА	5.5	37	2 × 2	15.5	“-“	~300
АН УзРСР (Ташкент)	+41°	33 см, НА	3.3	60	2 × 2	14	“-“	~300
ДАІШ (Москва)	+56°	38 см	6.5	31.8	2 × 2	14	“-“	~300
ЛІКСЬКА ПРОГРАМА								
Лікський університет (Гамільтон)	+37°	51 см, ДА	7.3	55.1	6.3 × 6.3	19 В, 18 V	+90°...-23°	1246
Єльський, Колумбійський університет (Леонсіто)	-32°	51 см, ДА	7.3	55.1	6.2 × 6.2	19 В, 18 V	-90°... -22°	598
ЛОРМАНІВСЬКА ПРОГРАМА								
ЦІА АН НДР (Таутенбург)	+51°	134 см, ТШ	3.0	53.2	3.4 × 3.4	20 В	Зона північного неба	1400

Після фотографування «перших епох» роботи за проєктом КСЗ зупинилися на певний час. Нового імпульсу вони набули після повторного фотографування площадок з галактиками і фундаментальними зорями в 1970-ті роки [129] і подальшого створення на базі цього матеріалу каталогів власних рухів зір. Такі каталоги у відповідності з планом О. М. Дейча було створено у ГАО АН УРСР (С. П. Рибка, Н. В. Харченко) [71, 72, 74, 111], Ташкенті (А. Г. Рахімов, 1976; Ю. Балтабаєв, 1985) [4, 70], Москві, Пулкові (Н. В. Фатчихін, 1974) — каталог PUL1 [78]; В. В. Бобильов, Н. М. Броннікова, Н. А. Шахт (2004, PUL2) та Шанхаї (1995). На основі об'єднання цих каталогів С. П. Рибка в ГАО АН УРСР склала і дослідила ряд зведених каталогів [71, 73, 74, 121, 122].

Нового поступу дослідження за каталогами слабких зір набули після оприлюднення результатів обробки даних, отриманих космічним телескопом HIPPARCOS (High Precision Parallax Collecting Satellite, 1989—1992), призначеним для астрометричних досліджень, а саме для визначення координат, паралаксів та власних рухів зір та інших небесних тіл і відстаней до них [116, 127]. Абсолютні власні рухи зір відносно галактик, отримані в рамках програм КСЗ, NPM [112] і SPM [119], використовувалися при визначенні параметрів обертання системи каталогу HIPPARCOS відносно інерційної системи відліку, тобто для калібрування каталогу HIPPARCOS [46, 88, 130].

В ГАО НАН України було отримано значення компонентів швидкості обертання (ω_x , ω_y , ω_z) координатної системи каталогу HIPPARCOS за порівнянням з даними каталогу GPM1, а саме $\omega_x = -0.27 \pm 0.80$ мсд/рік (мілісекунд дуги за рік), $\omega_y = +0.15 \pm 0.60$ мсд/рік, $\omega_z = -1.07 \pm \pm 0.80$ мсд/рік (В. С. Кислюк та ін. [113, 130]). Ці дані розглядалися як найбільш достовірні і рекомендовані для корекції системи каталогу HIPPARCOS.

У цей період в ГАО НАН України розпочали активно розвиватись роботи з дослідження кінематики і структури Галактики. У рамках програми з вивчення головного меридіонального перебігу Галактики (МЕГА) Н. В. Харченко створила зведений каталог власних рухів приблизно 26500

зір відносно 206 галактик і їхніх екваторіальних координат у 60 площадках плану КСЗ [84]. Каталог створено на основі даних опублікованих каталогів плану КСЗ, AGK3, SAO. У 17 площадках програми власні рухи зір визначалися на основі знімків, отриманих на Таутенбурзькому телескопі системи Шмідта [84, 85, 112].

Серед робіт, виконаних в ГАО АН УРСР в рамках Пулковської програми у 1950-х рр. — абсолютний каталог схилень яскравих і слабких фундаментальних зір під керівництвом і за участі О. К. Короля [52]. Отримано спостережні дані для встановлення зв'язків між фундаментальними системами яскравих і слабких зір.

4. МІЖНАРОДНА РОБОТА ЗА ПРОЄКТОМ КСЗ

Міжнародного значення проєкт КСЗ набув у зв'язку з організацією програми фотографічного переспостереження зонних каталогів північного неба (AGK-каталоги). Оскільки при створенні фотографічного каталогу AGK2 не було отримано власні рухи зір, у 1950-х роках було заплановано отримання других епох каталогу (програма AGK3). Спеціально під цю програму у Вашингтонській морській обсерваторії був створений список опорних зір AGK3R для меридіанних спостережень.

На астрометричній конференції в Еванстоні (США, 1953 р.) програма обговорювалася і була затверджена — планувалося спостерігати біля 180 тисяч зір північного неба. Вашингтонській обсерваторії було доручено підготувати для цього проєкту список опорних зір 6...8.5^m. Виникла дискусія щодо списку опорних зір, оскільки список зір КСЗ за своїми характеристиками краще відповідав каталогам AGK, ніж список, доручений Ф. Скотту (Вашингтон) [124]. Дискусія завершилася на спеціальній конференції у Брюсселі, де було вирішено об'єднати ці два списки — Вашингтонської обсерваторії і КСЗ [122]. В результаті до програми опорних зір північного неба (AGK3R) увійшли обидва списки зір. По суті обидві програми, КСЗ і AGK3R, розв'язували одну задачу — поширення фундаментальної системи FK3 на слабкі зорі. Програми відрізнялися лише критеріями відбору зір. Рішення Брюссельської конференції було за-

тверджено на IX з'їзді МАС, що проходив у Дубліні (1955 р.). Також було засновано спеціальну комісію для розподілу між обсерваторіями робіт зі створення каталогу AGK3R. Спостереження зір каталогу AGK3R тривали з 1956 по 1963 рік. Фінальну версію каталогу було створено в обсерваторії USNO. Каталог містить положення 21499 опорних зір у зоні схилень від -5 до $+90^\circ$ в системі FK4 [99, 123] (табл. 7).

З-поміж радянських обсерваторій участь у спостереженнях зір AGK3R брали обсерваторії у Пулкові та Миколаєві. У Пулкові за допомогою меридіанного круга Тепфера ($D = 190$ мм, $F = 2150$ мм) визначалися прямі піднесення і схилення близько 11500 зір у зоні схилень від $+90^\circ$ до $+25^\circ$ (1956—1962 рр.). Повторну обробку схилень 1194 зір AGK3R біляполюсної зони (від $+70$ до $+90^\circ$) виконала К. Г. Гневишева, а інших 10313 зір — Г. Д. Батурина під керівництвом М. С. Зверева та за участі В. А. Варині [8]. Миколаївський каталог за програмою AGK3R [23] містить віднесені до епохи спостережень і рівнодення 1950.0 координати 9994 зір AGK3R у зоні від -5° до $+25^\circ$ за схиленням.

Аналогічно було затверджено програму спостережень зір до 9^m для південної півкулі (табл. 8),

яка перетворилася на міжнародну роботу із створення каталогу опорних зір південної півкулі SRS (South Reference Stars). Для організації спостережень було створено спеціальну комісію під керівництвом Д. Брауера (США), до складу комісії від СРСР увійшов М. С. Зверев. Списки зір для спостережень з урахуванням критеріїв КСЗ були складені у Капській обсерваторії. План робіт було затверджено на конференціях в Цинцинатті (1959), Ла Плата і Кордоба (1959) і Ла Плата (1960).

У рамках роботи за програмою SRS Пулковська обсерваторія організувала експедицію в Чилі під керівництвом М. С. Зверева (1962—1973 рр.) [37]. Зазначимо, що крім експедиції, спостереження за програмами SRS і BS проводили три обсерваторії південної півкулі (Капська, Сантьяго-де-Чилі і Сан-Хуан (Аргентина)), які охоплювали небо від схилення -25° до південного полюса і сім обсерваторій північної півкулі [51]. Спостереження на всіх станціях були в основному завершені до 1973 року.

Протягом 11 років незмінним керівником чилійської експедиції (1962—1973) був М. С. Зверев. Він працював і як спостерігач на меридіанному крузі. Активну участь як у самих спостере-

Таблиця 7. Основні дані про каталоги AGK3R (N — кількість зір, n — середня кількість спостережень однієї зорі, $\varepsilon_\alpha \cos \delta$, ε_δ — середні квадратичні похибки одного спостереження)

Каталог	N	Спостерігачі	Період	n	$\varepsilon_\alpha \cos \delta$	ε_δ	Зона схилень	Інструмент
Бабельсберг	5111	Вюншман та ін.	1956—1962	2	—	—	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК Пістора і Мартинсона
Бергедорф	12124	Ларинк та ін.	1956—1962	2	0.016^s	$0.42''$	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК Репсольда
Бордо	4565		1956—1962	3	0.018^s	$0.34''$	$-5^\circ \dots +20^\circ$	МК Ейченса
Гринвіч	13813	Такер та ін.	1957—1961	2	0.019^s	$0.45''$	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК Кука
Гейдельберг	4324	Борманн і Люде	1957—1961	2.1	0.017^s	$0.40''$	$-5^\circ \dots +15^\circ$	МК Репсольда
Миколаїв	9994	Гармаш та ін.	1956—1962	2.4	0.020^s	$0.31''$	$-5^\circ \dots +25^\circ$	МК Репсольда
Оттава	3753	Вулск і Таннер	1956—1961	2	0.025^s	$0.44''$	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК Трoutона і Сімпса
Париж	5332	Леві та ін.	1956—1960	3	0.016^s	$0.37''$	$+20^\circ \dots +50^\circ$ $+70^\circ \dots +90^\circ$	МК Готьє
Пулково	11511	М. С. Зверев та ін.	1956—1962	2.9	0.016^s	$0.61''$	$+25^\circ \dots +90^\circ$	МК Тепфера
Страсбург	2777	Лакрут та ін.	1956—1961	4.4	0.014^s	$0.33''$	$+50^\circ \dots +70^\circ$	МК Репсольда
Вашингтон 6"	7544	Клок та ін.	1956—1963	2.7	0.017^s	$0.32''$	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК
Вашингтон 7"	11326	Скотт та ін.	1957—1962	2	0.013^s	$0.24''$	$-5^\circ \dots +90^\circ$	МК

женнях, так і в їхній обробці взяв також відомий пулковський астрометрист Д. Д. Положенцев [37]. Він створив п'ять абсолютних каталогів прямих піднесень і отримав систему поправок до фундаментальної системи FK4. У 1965 р. в Чилі був встановлений фотографічний вертикальний круг (ФВК, $D = 200$ мм, $F = 2000$ мм), а в 1967 р. — двоменісковий телескоп системи Максудова, на якому під керівництвом О. М. Дейча розгорнулися фотографічні роботи, в першу чергу з фотографування площадок неба з галактиками. Забезпечення експедиції необхідними інструментами відбулося завдяки створеній у 1970 році за розпорядженням М. С. Зверева групі астрометричного приладобудування під керівництвом А. А. Немиро.

Завдяки роботам Пулковської експедиції в Чилі пулковські методи абсолютних спостережень були вперше поширені на південну півкулю. У процесі обробки диференційних визначень координат зір з'ясувалося, що фундаментальна система FK4 у південній півкулі має значні сис-

тематичні похибки, які особливо виявлялися у прямих піднесеннях (похибки виду $\Delta\alpha\delta$). Обробка результатів спостережень проводилася за допомогою розробленого М. С. Зверевим квазіабсолютного способу обробки диференційних спостережень. Метод передбачав відмову від точного відтворення фундаментальної системи і дозволяв обробляти спостережний матеріал в системі, що практично не залежить від фундаментальної системи (квазіінструментальна система). Основним результатом Чилійської експедиції стали «Каталог абсолютних прямих піднесень 1960 яскравих (FK4) і слабких (ФКСЗ) зір південного неба» [17] і «Каталог координат опорних слабких зір, яскравих і подвійних зір південніше -47° і поправок до положень зір за спостереженнями пулковських астрономів з меридіанним колом Сьєро-Калан (Чилі) в 1963—1968 рр.» [9]. Загалом пулковськими і чилійськими астрономами було створено 13 каталогів, що містять південні опорні зорі (SRS), яскраві зорі (BS), подвійні зорі (DS) у зонах від -25 до -90° , а також фундаментальні зорі (від $+40$ до -90°). Спостереження і обробка каталогів була виконана чилійськими і пулковськими астрономами згідно з розподілом спостережень між ними за зонами схилень (пулковські астрономи виконували спостереження у зоні схилень від -47° до південного полюса, чилійські — у зоні від -25 до -47°). Результати роботи чилійської експедиції увійшли до міжнародного зведеного каталогу SRS [43, 95, 124, 125]. Роботи радянських астрономів у Чилі перервалися у зв'язку з воєнним переворотом генерала Піночета у 1973 році. Тоді як складання каталогу AGK3R Вашингтонською обсерваторією було завершено до середини 1967 року, і він був розісланий обсерваторіям, спостереження для каталогу SRS ще тривали. Кінцеву версію зведеного каталогу SRS було отримано у 1987 році вашингтонськими і пулковськими астрометристами. Незабаром у Вашингтоні і Пулкові було отримано більш компромісну версію, яку було введено у користування з появою фундаментального каталогу FK5. У роботах Я. С. Яцківа [89—91] надано ґрунтовний аналіз астрометричних досліджень станом на початок 1990-х років і перспектив їхнього розвитку, як і окреслено но-

Таблиця 8. Програма спостережень за програмою SRS (N — кількість зір, n — кількість спостережень однієї зорі)

Пункт	Зона схилень	N	n	Дата початку спостережень
Аббадія	$+5^\circ \dots -15^\circ$	1560	4	1962
Бордо	$+5^\circ \dots -15^\circ$	1560	4	1962
Бухарест	$+5^\circ \dots -10^\circ$	1176	4	1962
Миколаїв	$0^\circ \dots -20^\circ$	5984	2	1964
Сан Фернандо	$-10^\circ \dots -30^\circ$	3709	4	1963
Токіо	$-10^\circ \dots -30^\circ$	3560	4	1963
USNO 6"	$+5^\circ \dots -30^\circ$	8706	2	1966
Бергедорф	$+5^\circ \dots -90^\circ$	1233	4	1967
	$+5^\circ \dots -90^\circ$	20495	4	1967
Капська обсерваторія	$-30^\circ \dots -40^\circ$	10082	4	1961
	$-40^\circ \dots -52^\circ$			
	$-52^\circ \dots -64^\circ$ $-64^\circ \dots -90^\circ$			
Сан Хуан	$-40^\circ \dots -90^\circ$	7190	2	1969
Сантьяго-	$-25^\circ \dots -47^\circ$	5992	4	1963
Пулково	$-47^\circ \dots -90^\circ$	5504	4	1963
USNO 7"	$+5^\circ \dots -20^\circ$	7683	2	1968
(Ел-Леонсіто)	$-20^\circ \dots -75^\circ$	12121	4	1968
	-75°	1382	4	1968

вий підхід щодо визначення власних рухів фундаментальних слабких зір для схилень від $+90$ до -20° [92].

У 1991 році Вашингтонська Морська обсерваторія (USNO) опублікувала каталог «Міжнародні опорні зорі» (IRS), складений на основі AGK3R і SRS (у системі FK5); каталог містив 36027 зір. Автор нового каталогу Т. Е. Corbin [101] представив каталог у двох частинах — частина 1 містила 29163 зорі з надійною історією спостережень, частина 2 містила 6864 зорі з історією спостережень, відображеною тільки в двох каталогах.

Отже, зведений каталог опорних слабких зір південного неба разом з каталогом опорних зір північного неба можна вважати першим варіантом КСЗ. Завершення створення КСЗ планувалося шляхом об'єднання результатів меридіанних спостережень зір і фотографування площадок з галактиками, а також побудовою нової інерційної системи координат, не пов'язаною з нашою Галактикою.

Варто відзначити, що однією з дуже важливих проблем створення фундаментального каталогу було визначення його нуль-пунктів. З цією метою велись спостереження великих планет та Сонця, до яких були причетні багато астрономів з України. Історію цих досліджень буде подано у наступних дослідженнях автора.

5. ІНЕРЦІЙНА СИСТЕМА КООРДИНАТ РАДІОДЖЕРЕЛ

У 1970-х роках проблема побудови інерційної системи координат вийшла на новий рівень, зокрема розвиток радіоастрометрії поставив перед класичною астрометрією низку задач, серед яких одне з перших місць займала проблема визначення точних положень слабких радіоджерел ($16...18^m$) у фундаментальній оптичній системі координат. У порівнянні із зоряною ІСК ІСК-Р має ряд переваг, що визначають її стабільність (позагалактичні радіоджерела перебувають на великих відстанях, і їхніми власними рухами можна знехтувати). Для визначення орієнтації цієї системи відносно радіоінтерферометричної В. В. Тельнюк-Адамчук (Астрономічна обсерваторія Київського університету — КАО) за участі співробітників Інституту прикладної астрономії

РАН запропонував програму CONFOR. Для реалізації цієї програми були запропоновані системи опорних зір в полях з позагалактичним джерелами. На основі отриманих на початок 1991 р. позиційних даних за радіозорями і позагалактичними джерелами було знайдено параметри взаємної орієнтації фундаментальної (FK5) і радіоінтерферометричної (VLBI) систем, отримано поправку до положень екватора оптичної системи [77].

Одним із шляхів удосконалення нової реалізації Міжнародної небесної системи відліку (МНСВ) було створення об'єднаних каталогів положень радіоджерел. В ГАО НАН України було запропоновано новий метод обчислення зовнішніх похибок каталогів радіоджерел та коефіцієнтів їхньої кореляції. Порівнювалися об'єднані каталоги радіоджерел, створені в ГАО НАН України та ГАО у Пулкові, між собою та реалізацією МНСВ [11, 12]. Спільно з Міжнародною службою обертання Землі і Астрономічним обчислювальним інститутом в Гейдельберзі було створено зведені каталоги радіоджерел RSC, метою яких було зменшення випадкових похибок положення і поширення Інерційної системи координат радіоджерел (ІСК-Р) на більшу кількість об'єктів [54].

У 1990-х роках у ГАО НАН України Я. С. Яцків і А. М. Кур'янова [54], С. Л. Болотін і С. О. Литвин спільно з науковцями КАО [11, 12] створили серію зведених каталогів положень радіоджерел RSC (GAOUA) 97C01 методом дуг, який дає можливість оцінити усереднені помилки спостережних каталогів та узгодженість в них окремих положень радіоджерел (RS). Ці каталоги були використані у новій реалізації Міжнародної небесної системи координат ICRF2, прийнятою МАС з 2010 року.

6. КОСМІЧНА АСТРОМЕТРІЯ (ПРОЄКТИ HIPPARCOS I GAIA)

Після завершення космічного проєкту HIPPARCOS (1989—1993) [127] історія астрометрії поділилася на два періоди: до запуску супутника HIPPARCOS і після нього. Варто зазначити, що при підготовці космічного проєкту HIPPARCOS зорі зведених каталогів AGK3R,

SRS разом з рядом інших увійшли до вхідного каталогу астрометричного супутника [47].

Реалізація системи ICRS базується на каталозі положень 608 рівномірно розподілених по всій небесній сфері позагалактичних радіоджерел, що спостерігалися методом РНДБ. Основними з них є 212 компактних радіоджерел з найкращою спостережною історією, які визначають систему каталогу. Каталог HIPPARCOS (HCRF) став першою реалізацією в оптичному діапазоні системи ICRS. У цьому каталозі наведено положення, власні рухи за рік і паралакси понад 10^5 зір. Космічний телескоп визначав кутові відстані між різними парами зір, і за цими даними обчислювалися астрометричні параметри, точність визначення яких збільшилася в 100 разів. Оскільки ICRF не містить достатньої кількості яскравих об'єктів для прямих спостережень з борту супутника, зв'язок між системами ICRF і HIPPARCOS виконувався через допоміжні наземні спостереження. Зокрема, за допомогою фотографічних визначень абсолютних власних рухів плану каталогу слабких зір визначалися компоненти швидкості обертання координатних осей, що задавалися каталогом HIPPARCOS, відносно позагалактичних об'єктів. З 1997 року в рамках міжнародної програми з контролю і уточнення зв'язку між оптичною (HIPPARCOS) і радіо- (ICRF) системами координат, в якій брали участь астрономи України, Росії, Туреччини, Китаю і країн Східної Європи, в Астрономічній обсерваторії Харківського університету виконувалися ПЗЗ-спостереження оптичних компонентів радіоджерел ICRF на телескопі АЗТ-8 [80].

Довгофокусні телескопи, оснащені ПЗЗ-приймачами, дозволяють спостерігати більшість слабких ($16...19^m$) оптичних компонентів джерел в ICRF, але малі поля ($4...20'$) обмежують можливості виконання редукції спостережень на пряму в систему HIPPARCOS через відсутність слабких опорних зір в цих площадках. Для коректного розв'язку задачі необхідно було поширити систему HIPPARCOS на слабкі зорі в околах ICRF-джерел. Таким чином, проблема розширення опорної системи на слабкі зорі знову стала актуальною, аналогічно до того, як

в 1970-ті роки виникла необхідність побудови міжнародної опорної системи слабких зір (IRS), яка доповнювала фундаментальні каталоги FK4/FK5 слабкими зорями. У лабораторії астрометрії Астрономічної обсерваторії Харківського університету в 2002—2005 роках провадилися роботи зі створення каталогу положень і власних рухів слабких зір навколо джерел ICRF в системі HIPPARCOS (каталог XC1). Каталог поширив систему HIPPARCOS/Tycho2 на зорі до 20^m в градусних площадках навколо джерел ICRF північної півкулі неба [81, 82, 104].

Висока щільність опорних зір цього каталогу в поєднанні з високою точністю положень і власних рухів дозволила виконати редукцію спостережень навіть в дуже малих полях і відповідно отримати параметри зв'язку за положенням і обертанням між системами ICRF і HIPPARCOS/Tycho2. Дані цього каталогу також використовувалися для виконання зоряно-кінематичних досліджень в околі Сонця. З використанням даних каталогу про власні рухи зір було отримано деякі кінематичні параметри Галактики в околі Сонця (П. М. Федоров, А. А. Мизніков, В. С. Ахметов) [2, 83]. У 2007 році в лабораторії було створено новий каталог абсолютних власних рухів зір (XPM) [79]. Були отримані абсолютні власні рухи біля 300 млн зір, слабших від 12^m , що охоплюють всю небесну сферу, за виключенням невеликої зони поблизу галактичного екватора. Власні рухи були виведені з положень USNO-A2.0 і 2MASSPoint Sources Catalog, з різницею епох біля 45 років для зір північної півкулі і 17 років для південної. Абсолютизацію виконано з використанням приблизно 1.6 млн галактик з 2MASS Extended Sources Catalog. Виконано порівняння отриманих власних рухів з даними інших сучасних каталогів. Каталог XPM у відношенні власних рухів зір реалізує в оптичному діапазоні незалежне наближення до інерційної системи координат [105, 107].

У ГАО НАН України спільно з науковцями КАО за допомогою меридіанного аксіального круга ($D = 180$ мм, $F = 2.335$ м) проводилися спостереження зір у полях з радіоджерелами з метою створення опорного астрометричного каталогу зір до $V = 17^m$ (2001—2003 рр.). У результаті

було створено каталог КМАС 1 у 192 площадках неба у зоні схилень від 0 до 30° 115 тис. зірок [117, 126, 127]. Спостереження зір в екваторіальній зоні з метою поширення опорної системи HIPPARCOS на зорі до $V = 17^m$ проводилися у 2010—2015 рр. У результаті отримано два каталоги: КМАС 2 — у зоні від 0 до 2° більш ніж 1 млн зір [55] і КМАС 3 в зоні від 3 до 5.5° для більш ніж 2 млн зір [45].

Перша програма спостережень на аксіально-меридіанному крузі у Миколаєві ($D = 180$ мм, $F = 2500$ мм) включала в себе спостереження зір у площадках навколо радіоджерел з метою розширення оптичної системи HCRF у площадках навколо позагалактичних радіоджерел (1995—1998) [115]. У 2000—2006 роках Миколаївська обсерваторія брала участь у міжнародному проєкті з визначення параметрів взаємної орієнтації оптичної і радіосистем координат. Було отримано оптичні спостереження приблизно 300 позагалактичних радіоджерел списку ICRF і обчислені їхні положення. Отримані різниці оптичних і радіоположень було використано для контролю і уточнення параметрів взаємної орієнтації оптичної і радіосистем координат. Результати показали відсутність суттєвих розходжень між системами на рівні точності 4-5 мсд [56, 75, 96—98, 118].

Ситуація в астрометрії докорінно змінилася у зв'язку із запуском космічного телескопа Gaia Європейського космічного агентства (2013) [103], за результатами роботи якого очікується підвищення точності приблизно на три порядки. Таким чином, для отримання системи координат в оптичному діапазоні на сучасному рівні точності, назріла необхідність в нових каталогах зір, створених на основі даних, які отримує Gaia. Серед важливих задач телескопа — спостереження позагалактичних радіоджерел (квazarів). Виконані вимірювання прив'яжуть координати зір до міжнародної небесної системи відліку (ICRF-2). Аналогічна робота, виконана обсерваторією HIPPARCOS, забезпечила координати в системі ICRF для 118 тис. зір, але з часом точність системи HCRF значно знизилася.

Завдяки Gaia астрономи отримали дані з найточнішою астрометричною точністю з усіх відо-

мих телескопів: близько 20 мксд для 15-ї зоряної величини і 200 мксд для 20 зоряної величини. У 2016 році вийшов перший реліз каталогу — GaiaDR1, який містить 1140 622 719 зір. Він дозволив пов'язати систему каталогу з ICRF. Другий реліз GaiaDR2 (2018 р.) містить значніший обсяг даних, отриманий виключно на космічному апараті. У 2021 році вийшов третій реліз, у якому є інформація про майже 1.5 млрд зір до 21^m. Наразі реалізацією міжнародної небесної системи координат в оптичному діапазоні є Gaia Celestial Reference Frame, створена на базі спостережень квазарів (GCRF3). Космічна місія Gaia триває — її вирішено продовжити до 2025 року.

На базі проміжних даних, отриманих за допомогою Gaia, у Астрономічній обсерваторії Харківського університету було створено каталог PMA, що містить 420 млн абсолютних власних рухів зір до 21^m зоряної величини. Були використані положення джерел каталогу GaiaDR1 та 2MASS (PSC) з середньою різницею епох 15 років. Абсолютизацію власних рухів зір виконано з використанням 1.6 млн галактик. Розпочато новий напрям досліджень — з пошуку та класифікації позагалактичних об'єктів [93, 94].

7. ВИСНОВКИ

З настанням ери космічної астрометрії ряд програм і каталогів втратили актуальність, і мають лише історичне значення. До таких програм належить, зокрема, каталог «Міжнародні опорні зорі» (International Reference Stars — IRS), створений у рамках проєкту КСЗ. Каталоги власних рухів зір, отримані за програмою КСЗ, використовувалися при калібруванні каталогу супутника HIPPARCOS, при встановленні зв'язку між оптичною системою і системою радіоджерел. Етапи роботи над проєктом КСЗ є прикладом однієї з успішних колективних робіт за участі значної кількості обсерваторій, зокрема у частині міжнародної співпраці. Значним внеском к ці дослідження стали роботи астрометристів астрономічних обсерваторій Київського, Одеського і Харківського університетів, Миколаївської обсерваторії і ГАО НАН України. На прикладі розгляду різних етапів цієї масштабної роботи мож-

на простежити трансформацію методів астрометрії. Завершення космічної місії Gaia дасть можливість отримати інерційну систему координат на вищому рівні точності, відкриє нові перспективи перед науковцями. Разом з тим, незважаючи на те, що точність і граничні зоряні величини, що досягаються космічною астрометрією, є такими, що наземні інструменти конкурувати з ними не можуть, ключовими завданнями зі створення каталогів слабких зір стають застосування сучасних ІТ-методів для обробки великих масивів даних, перш за все Gaia, планування нових космічних обсерваторій, зокрема з акцентом

на інфрачервоний діапазон, для подальшого дослідження популяції і кінематичних рухів зоряної системи нашої Галактики.

Автор висловлює подяку проф. І. Б. Вавиловій за корисні поради і обговорення матеріалів статті, академіку НАН України Я. С. Яцківу, доктору фіз.-мат. наук, завідувачу лабораторії астрометрії НДІ Астрономії Харківського університету ім. В. Н. Каразіна П. М. Федорову та завідувачу лабораторії астрометрії ГАО НАН України, кандидату фіз.-мат. наук П. Ф. Лазоренку за слушні зауваження і корисні поради.

ЛІТЕРАТУРА

1. Агафонова Л. Д., Нефедьева А. И. Абсолютные склонения 536 звезд фундаментального каталога слабых звезд. *Изв. астрон. обсерватории им. В. П. Энгельгардта*. 1953. № 28. С. 3—116.
2. Ахметов В. С. Кінематичні параметри Галактики за даними сучасних астрометричних каталогів: дис. ... канд. фіз.-мат. наук. Харків, 2011.
3. Багильдинский Б. К., Косин Г. С. Результаты наблюдений ярких и слабых фундаментальных звезд на вертикальном круге Пулковской обсерватории. *Тр. Глав. астрон. обсерватории. в Пулкове*. 1966. **76**, № 2. С. 5—32.
4. Балтабаев Ю. *Каталог собственных движений 4423 звезд относительно галактик в 41 площадке неба*. Ташкент, 1985. 175 с. Деп. в ВИНТИ 11.03.85, № 1759.
5. Бальшев М. А. *Борис Петрович Герасимович (1889—1937)*. 200 лет астрономии в Харьковском университете. Ред. Ю. Г. Шкуратов. Харків: ХНУ, 2008. С. 115—124. <https://doi.org/10.15407/sofs2021.03.076>
6. Батурина Г. Д. Прямые восхождения 196 дополнительных звезд КСЗ по наблюдениям с меридианным кругом Тепфера в Пулкове в 1965—1967 гг. *Изв. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1974. № 192. С. 3.
7. Батурина Г. Д. Список дополнительных SRS звезд на площадках с галактиками южного неба. *Современные проблемы позиционной астрометрии: Тр. 19-й астрометр. конф. СССР*. М.: Изд-во МГУ. С. 118.
8. Батурина Г. Д., Бедин В. С., Варина В. А. и др. Пулковский каталог координат 11506 звезд AGK3R. Часть I. М., 1988. 80 с. Деп. в ВИНТИ, № 6050-B88; Часть II. М., 1988. 80 с. Деп. в ВИНТИ, № 6051-B88.
9. Батурина Г. Д., Бедин В. С., Зверев М. С. Каталоги координат опорных слабых ярких и двойных звезд южнее -47° и поправок к положениям звезд FK4 по наблюдениям пулковских астрономов с меридианным кругом обсерватории Серро-Калан (Чили) в 1963—1968 гг. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1986. **86**. С. 4—158.
10. Богуславская Е. Я., Каримова Д. К., Подобед В. В. и др. О непосредственной привязке звезд КСЗ к внегалактическим туманностям. *Тр. 11-й астрометр. конф. СССР* (Пулково 24—26 мая 1954 г). Ленинград, 1955. С. 42—50.
11. Болотін С. Л., Литвин С. О. Порівняння об'єднаних каталогів RSC (GAOUA) 05 CO3 та RSC (PuI) 06 CO2 з реалізацією МНСВ (ICRF). *Кінематика і фізика небес. тел.* 2010. **26**, № 1. С. 31—42.
12. Болотін С. Л., Молотай О. А, Тельнюк-Адамчук В. В. та ін. *Про узгодженість системи відліку реалізованої каталогом RSC (GAOUA) 97C01 з міжнародною небесною системою відліку ICRF*. К.: ГАО НАН України, 1998. 39 с. (Препринт ГАО-98-24).
13. Боровских В. С. Сводный каталог опорных звезд КСЗ. Проблемы астрометрии: *Тр. 22-й астрометр. конф. СССР* (Москва, 1—5 июня 1984). М.: Изд-во МГУ, 1985. С. 92—93,.
14. Бородинский И. М. *Дифференциальный каталог прямых восхождений 549 звезд ФКСЗ со склонениями от -20° до 90° , полученный в системе FK4 из наблюдений с Ташкентским меридианным кругом в 1982—1984 годах*. Ташкент: Астрон. ин-т АН УзССР. 41 с.
15. Бородинский И. М. Абсолютный каталог прямых восхождений 322 звезд из ФКСЗ со склонениями от -20° до $+90^\circ$. *Циркуляр Астрон. ин-та АН УзССР*. 1976. № 67 (414). С. 1—29.
16. Быков М. Ф. Каталог прямых восхождений 824 звезд КСЗ-2 в зоне прямых восхождений от -15° до -20° . *Циркуляр Астрон. ин-та АН УзССР*. 1963. № 319. С. 10—28.

17. Варина В. А., Варин М. П. Каталог абсолютных прямых восхождений 1960 ярких (FK4) и слабых (ФКС3) звезд южного неба. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1981. **84**. С. 4–60.
18. Волянская М. Ю. Склонения 422 звезд КС3-2 в зоне -9° до -13° . *Астрометрия и астрофизика*. 1974. Вып. 22. С. 78–86.
19. Вороненко В. И., Горель Г. К., Калихевич Ф. Ф. Фотографические наблюдения малых планет в Николаеве. *Бюл. Ин-та теор. астрономии*. 1970. **12**, № 4 (137). С. 364–375.
20. Гаврилов И. В., Онегина А. Б., Колчинский И. Г. Предварительные результаты фотографирования галактик для целей Каталога слабых звезд на 400-мм астрографе Главной астрономической обсерватории АН УССР. *Тр. 12-й астрометр. конф. СССР*. Л., 1957. С. 346–350.
21. Герасимович Б. П., Днепровский Н. И. Звездная астрономия и фундаментальные системы звездных положений. *Циркуляр Глав. астрон. обсерватории*. 1932. № 3. С. 3–12.
22. Гордон Я. Е., Горель Л. Ф. Каталог 2600 звезд КС3 в зоне склонений от -5° до -20° , составленный на основе наблюдений с помощью меридианного круга в Николаеве. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1969. **77**. С. 23–73.
23. Гордон Я. Е., Горель Л. Ф., Дзюба И. П. и др. Каталог прямых восхождений и склонений звезд AGK3R, составленный в Николаеве по наблюдениям на меридианном круге. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1966. **75**. С. 96–254.
24. Гордон Я. Е., Горель Л. Ф., Хруцкая Е. В. *Каталог прямых восхождений 586 звезд ФКС3 в зоне склонений от $+90^\circ$ до -20°* . М., 1982. Деп. в ВИНТИ, № 1168-82.
25. Горель Л. Ф. Положения 117 дополнительных звезд КС3 в районах с внегалактическими туманностями (зона склонений от $+25^\circ$ до -20°). *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1969. **77**. С. 79–82.
26. Горыня А. А. Каталог склонений 585 слабых звезд в системе FK3 наблюдаемых на меридианном круге Киевской астрономической обсерватории. *Тр. Киев. астрон. обсерватории*. 1956. **1**. С. 3–79.
27. Грегуль А. Я. Каталог склонений звезд ФКС3 в системе FK4. *Вестн. Киев. ун-та. Сер. Астрономия*. 1970. № 12. С. 73–77.
28. Гуляев А. П., Коробова В. А., Хомякова Н. П. Московский каталог прямых восхождений и склонений звезд ПФКС3. *Тр. Гос. астрон. ин-та им. П. К. Штернберга*. 1970. **39**. С. 15–17.
29. Дейч А. Н. *Использование внегалактических объектов для построения абсолютной системы собственных движений звезд*. Докл. на VIII съезде Междунар. астрон. союза (Рим, 1952). М., 1952. 36 с.
30. Дейч А. Н. Каталог слабых звезд и задачи звездной астрономии. *Бюл. Абастум. астрофиз. обсерватории*. 1962. **27**. С. 49–50.
31. Дейч А. Н., Лавдовский В. В., Фатчихин Н. В. Каталог 1508 внегалактических туманностей в 157 площадках неба зоны от $+90^\circ$ до -5° склонения, избранных для определения собственных движений звезд. *Изв. Глав. астрон. обсерватории*. 1954. № 154.
32. Дрофа В. К., Чернега М. А. Каталог положений слабых звезд в системе ПФКС3. Киев, 1964. 206 с.
33. Зверев М. С. О каталоге слабых звезд. *Астрон. журн*. 1940. **17**, № 5. С. 78.
34. Зверев М. С. Собственные движения звезд. *Вестн. Ленингр. ун-та*. 1947. № 8. С. 3–9.
35. Зверев М. С. *Каталог слабых звезд как астрометрическая проблема*. М.: Изд-во АН СССР, 1952. 81 с.
36. Зверев М. С. Отчет и предложения подкомиссии по каталогу слабых звезд. *Тр. 10-й астрометр. конф. СССР*. Л., 1955. С. 14–21.
37. Зверев М. С. Пять лет работы астрономической экспедиции Пулковской обсерватории в Чили. *Изв. Глав. астрон. обсерватории*. 1970. № 185. С. 3–71.
38. Зверев М. С. Николай Иванович Днепровский (1887–1944). *Историко-астрон. исслед.* 1980. Вып. 15. С. 15.
39. Зверев М. С. Каталог слабых звезд для 15 690 звезд для склонений от $+90^\circ$ до -30° . М.: ГАО АН СССР, 1956. (КС3-1+КС3-2).
40. Зверев М. С., Курьянова А. Н., Положенцев Д. Д., Яцкив Я. С. *Сводный каталог фундаментальных слабых звезд со склонениями от $+90^\circ$ до -20° (ПФКС3-2)*. Киев: Наук. думка, 1980. 108 с.
41. Зверев М. С., Курьянова А. Н., Положенцев А. Д. и др. О сводном каталоге фундаментальных слабых звезд (ФКС3). *Кинематика и физика небес. тел.* 1987. **3**(4). С. 3–6.
42. Зверев М. С., Положенцев Д. Д. Предварительный каталог фундаментальных слабых звезд со склонениями от $+90^\circ$ до -20° . *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1958. **72**. С. 5.
43. Зверев М. С., Положенцев Д. Д. Итоги выполнения программы SRS «Южные опорные звезды» и перспектива создания каталога IRS «Международные опорные звезды». *Современная астрометрия (Тр. 23-й астрометр. конф. СССР, Пулково, 19–23 марта 1985 г.)*. Л.: ГАО АН СССР, 1987. С. 8–13.

44. Калихевич Ф. Ф. Фотографические наблюдения малых планет в Николаеве в 1971 г. *Бюл. Ин-та теор. астрономии*. 1971. **14** (154). С. 54—59.
45. Карбовский В. Л., Лазоренко П. Ф., Буромский М. И. и др. Астрометрический каталог звезд экваториальной зоны КМАС3. *Кинематика и физика небес. тел.* 2016. **32**(4). С. 73—80.
46. Кислюк В. С., Яценко А. И., Иванов Г. А. и др. ФОНАК: астрографический каталог программы ФОН. *Кинематика и физика небес. тел.* 2000. **16**(6). С. 483—496.
47. Ковалевский Ж. *Современная астрометрия*. Фрязино: Век 2, 2004. 480 с.
48. Коваленко Н. Д. Результаты наблюдений звезд ФКСЗ, выполненных на меридианном круге Астрономической обсерватории Киевского университета в 1972—1975 гг. *Вестн. Киев. ун-та. Сер. Астрономия*. 1978. № 20. С. 73—89.
49. Колчинский И. Г., Онегина А. Б. План фотографирования неба на широкоугольных астрографах. *Астрометрия и астрофизика*. 1977. Вып. 33. С. 11—16.
50. Конин В. В., Король А. К. Каталог склонений 588 звезд ФКСЗ в системе FK3, полученный из наблюдений на ВК в 1952—1953 гг. *Изв. Глав. астрон. обсерватории АН УССР*. 1957. **2**, вып. 1. С. 3—72.
51. Конин В. В., Хруцкая Е. В. Каталог положений 5969 звезд SRS и 727 звезд BS в зоне от 0° до -20° . *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1983. **85**. С. 4—148.
52. Король А. К. *Склонения слабых и ярких фундаментальных звезд в единой системе*: Монография. К: Наук. думка, 1969. 234 с.
53. Кузьменко К. Н., Плужников В. Х. Каталог прямых восхождений звезд ФКСЗ в системе FK3, составленный по наблюдениям на Харьковском меридианном круге в 1953—1956 гг. *Уч. зап. Харьков. гос. ун-та*. 1957. **86**. С. 13—61.
54. Курьянова А. Н., Яцкив Я. С. Сводный каталог положений внегалактических радиоисточников RSC (GAOUA)91CO1. *Кинематика и физика небес. тел.* 1993. **9**(2). С. 12—25.
55. Лазоренко П. Ф., Карбовский В. Л., Буромский М. И. и др. Астрометрический каталог звезд в экваториальной зоне КМАС2. *Кинематика и физика небес. тел.* 2015. **31**(5). С. 61—71.
56. Майгурова Н., Пинигин Г., Шульга А., Процюк Ю. и др. О состоянии совместного проекта по улучшению связи между оптической и радио-опорными системами координат. *Proc. Int. Workshop "Optical and Radio Sources — Location and Connection"*. Nikolaev, 2003. P. 66—72.
57. Маткевич Л. Л. Каталог прямых восхождений 643 слабых звезд в системе FK3, наблюденных на меридианном круге Ташкентской астрономической обсерватории. *Тр. Ташкент. астрон. обсерватории*. 1952. **2**. С. 3—153.
58. Мешкова Т. С., Оборнева А. Г. Каталог прямых восхождений и склонений звезд КСЗ в зоне от $+60^\circ$ до $+90^\circ$. *Тр. Гос. астрон. ин-та им. П. К. Штернберга*. 1972. **42**. С. 32—62.
59. Михайлов В. А., Кузьменко К. М. Сводный каталог склонений звезд ФКСЗ в системе FK4. *Вестн. Харьков. ун-та. Сер. Астрономия*. 1974. Вып. 9. № 117. С. 37—50.
60. Нефедьева А. И. Дифференциальный каталог 2288 звезд Каталога слабых звезд. *Изв. астрон. обсерватории им. В. П. Энгельгардта*. 1963. № 33. С. 3—214.
61. Новопащенко Б. В. *Каталог прямых восхождений 645 звезд ФКСЗ в системе FK3*. Каталоги положений звезд. Киев: Наук. думка, 1970. С. 135—155.
62. Новопащенко Б. В. *Каталог прямых восхождений 2967 звезд КСЗ-2 между -5° и -25° по склонению*. Каталоги положений звезд. Киев: Наук. думка, 1970. С. 157—237.
63. Положенцев Д. Д. Итоги меридианных наблюдений каталога слабых звезд. *Тр. 17-й астрометр. конф. СССР*. Л: Наука, 1967. С. 7—18.
64. Немиро А. А. Каталог 643 слабых звезд в системе FK3. *Тр. Ташкент. астрон. обсерватории*. 1952. № 2.
65. Немиро А. А. Исследование абсолютных определений прямых восхождений. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1958. **71**. С. 169.
66. Немиро А. А. *Пулковские абсолютные определения координат звезд*. 150 лет Пулковской обсерватории. Л.: Наука, 1987. С. 16—40.
67. Нечаев В. М. Каталог склонений КСЗ-2 звезд в зоне -12° до -20° . *Вопросы астрометрии*. 1966. С. 51.
68. Онегина А. Б., Заславская С. А. Положения малых планет, полученные в ГАО АН УССР с 400-мм астрографом. *Бюл. Ин-та теор. астрономии*. 1970. **12**, № 5(138). С. 434—435.
69. Орельская В. И. Рекомендации для наблюдений избранных малых планет на 1974—1990 гг. *Новые идеи в астрометрии: Тр. 20-й астрометр. конф. СССР*. Л.: Наука, 1978. С. 25—28.
70. Рахимов А. Г. О каталоге собственных движений 10 600 звезд в 41 избранной площадке неба. *Циркуляр Астрон. ин-та АН УзССР*. 1976. № 66. С. 1—31.
71. Рибка С. П. Специальный звездный каталог власних рухів 21817 зір в 75 ділянках неба з галактиками. *Кинематика и физика небес. тел.* 1990. **6**(1). С. 54—57.

72. Рыбка С. П. *Каталог собственных движений звезд в избранных площадках неба с галактиками*. Киев, 1978. 72 с. (Деп. в ВИНТИ 13.12.78, № 3792).
73. Рыбка С. П. Определение параметров движения Солнца и галактического вращения по собственным движениям звезд в избранных областях неба с галактиками. *Кинематика и физика небес. тел.* 1992. **8** (1). С. 69—72.
74. Рыбка С. П., Яценко А. И. GPM — сводный каталог абсолютных собственных движений звезд в избранных площадках неба с галактиками. *Кинематика и физика небес. тел.* 1997. **13** (5). С. 70—74.
75. Рыльков В. П., Дементьева А. А., Нарижная Н. В. и др. Каталог 21641 звезд вокруг 239 внегалактических астрометрических источников. *Изв. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 2009. Вып. 4. № 219. С. 185—188.
76. Самойлова-Яхонтова Н. С. Наблюдения малых планет для определения постоянного каталога слабых звезд. *Тр. 11-й астрометр. конф. СССР*. Л.: Наука, 1955. С. 78—82.
77. Тельнюк-Адамчук В. В. Сводные каталоги близполюсных и ярких звезд и связь оптической и радиоинтерферометрической систем отсчета: автореф. дис. ... д-ра физ.-мат. наук. Київ, 1992. 47 с.
78. Фатчихин Н. В. Абсолютные собственные движения 14600 в 85 площадках северного неба, полученные по галактикам на пулковском нормальном астрографе. *Тр. Глав. астрон. обсерватории в Пулкове*. 1974. **81**, сер. II. С. 3—212.
79. Федоров П. Н., Ахметов В. С. XPM и HIPPARCOS как реализация внегалактической опорной системы координат. Их общность и различия. *Вісник Київ. ун-ту*. 2011. Вип. 47. С. 38—40.
80. Федоров П. Н. История астрометрии в обсерватории Харьковского национального университета имени В. Н. Каразина. *Вісник Астрон. школи*. 2002. **3**, № 2. С. 42—54. <https://doi.org/10.18372/2411-6602.03.2042>
81. Федоров П. Н. *Астрометрия в XX веке*. 200 лет астрономии в Харьковском университете. Харьков: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2008. С. 320—331.
82. Федоров П. Н., Ахметов В. С., Шульга А. В. Опорные системы координат в современной астрометрии. *Космічна наука і технологія*. 2010. **16**, № 6. С. 68—74.
83. Федоров П. Н., Мызников А. А. Харьковский каталог XС1 положений и собственных движений слабых звезд в окрестностях внегалактических источников ICRF. *Кинематика и физика небес. тел.* 2006. **22**(4). С. 309—320.
84. Харченко Н. В. Программа изучения кинематики звезд в главном меридиональном сечении Галактики. *Астрометрия и астрофизика*. 1983. Вып. 49. С. 61—65.
85. Харченко Н. В., Пакуляк Л. К. Каталог звездных данных программы комплексного исследования главного меридионального сечения Галактики. *Астрон. циркуляр*. 1990. № 1542. С. 29—30.
86. Хроника. Астрономическое совещание по наблюдениям каталога слабых звезд 10—12 ноября 1938 г. *Астрон. журн*. 1939. **16**, № 3. С. 100—104.
87. Чернега Н. А. Каталог прямых восхождений звезд ФКСЗ в системе FK4. *Вестн. Киев. ун-та. Сер. Астрономия*. 1969. № 10. С. 128—145.
88. Яценко А. И. Оптична реалізація небесної системи координат за даними міжнародних програм КСЗ і ФОН: дис. ... д-ра фіз.-мат. наук. Київ, 2002.
89. Яцкив Я. С. О состоянии и тенденциях развития астрометрических исследований. I. *Астрометрия и астрофизика*. 1983. Вып. 49. С. 3—9.
90. Яцкив Я. С. О состоянии и тенденциях развития астрометрических исследований. II. *Астрометрия и астрофизика*. 1984. Вып. 50. С. 56—59.
91. Яцкив Я. С., Губанов В. С. *Об основных координатных системах, применяемых в астрометрии и геодинимике*. Геодинимика и астрометрия: сб. ст., Киев: Наук. думка, 1980. С. 110—120.
92. Яцкив Я. С., Положенцев А. Д. *Новое определение собственных движений фундаментальных слабых звезд со склонениями от +90° до -20°*. Киев, 1984. 20 с. (Препринт/АН УССР. Ин-т теор. физики; ИТФ-84-151Р).
93. Akhmetov V. S., Fedorov P. N., Velichko A. B. (2017). The PMA catalogue as a realization of the extragalactic reference system in optical and near infrared wavelengths. *Proc. IAU*, **12**, Symp. S330, 81. <https://doi.org/10.1017/S174392131700607X>
94. Akhmetov V. S., Fedorov P. N., Velichko A. B., et al. The PMA Catalogue: 420 million positions and absolute proper motions. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2017. **469**, No. 1. P. 763—773. <https://doi.org/10.1093/mnras/stx812>
95. Anguita C., Carrasco G., Loyola P., et al. The importance of the Chilean Meridian Observations in the FK5 catalogue. *Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica*. 1993. 26.
96. Aslan Z., Gumerov R., Jin W., Khamitov I., et al. Optical counterpart positions of extragalactic radio sources and connecting optical and radio reference frames. *Astron. and Astrophys.* 2005. **510**. id. A10. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/200913162>
97. Aslan Z., Gumerov R., Jin W., Khamitov I. K., et al. Results of Joint project on linking optical—radioreference frames. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies. Suppl. Ser.* 2005. No. 5. P. 333—337.
98. Babenko Yu., Danil'tsev A., Vertypolokh A., et al. Reduction of compiled catalogue in the selected Extragalactic radio source fields. Preliminary Estimation. *Romanian Astron. J.* 2003. **13**, No. 1. P. 77—81.

99. Corbin T. E. A catalog of mean positions and proper motions of 20194 AGK3R stars. *Modern Astrometry*. 1978. IAU Coll. No. 48. P. 505.
100. Corbin T. E., Urban S. E. VizieR Online Data Catalog: Astrographic Catalog Reference Stars (ACRS). NASA, NSSDC 91-10. 1995
101. Corbin T. E., Warren W. International Reference Stars. NASA, NSSDC. 1991.
102. Deutch A. N. Photographic part of the catalogue of faint stars (KSZ). *Publ. Observ. astron. Beograd*. 1982. No. 29. P. 41—52.
103. ESA. GAIA Science Community. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/gaia> (дата звернення: 20.09.24).
104. Fedorov P., Myznikov A. XC1 catalogue of positions and proper motions (Fedorov+, 2005). VizieR On-line Data Catalog: I/302 (Originally publ.: *Kinematics and Physics of Celestial Bodies. Suppl. Ser.* 2005. No. 5. P. 322—327).
105. Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Bobylev V. V., et al. An investigation of the absolute proper motions of the XPM catalogue. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2010. **406**, No. 3. P. 1734—1744. <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2010.16830.x>
106. Fedorov P. N., Myznikov A. A. The catalogue of positions and proper motions of faint stars around the ICRF sources. *Kinematics and Physics of Selectial Bodies. Suppl. Ser.* 2005. No. 5. P. 333—337.
107. Fedorov P. N., Myznikov A. A., et al. The XPM Catalogue: absolute proper motions of 280 million stars. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2009. **393**. P. 133—138. <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2008.14168.x>
108. Gliese W. Preliminary List of Star Catalogues 1963—1976. Heidelberg: Astronomisches Rechen-Institut, 1976. 23 p.
109. Hanson R. B. The Lick Northern Proper Motion catalogues. Proper Motions and Galactic Astronomy. Ed. R. M. Humphreys. *ASP Conf. Ser.* 1997. **127**, 23.
110. Hog E., Fabricius C., Makarov V. V., et al. The Tycho-2 Catalogue of the 2.5 million brighters stars. *Astron. and Astrophys.* 2000. **355**. P. L27—L30.
111. Kharchenko N. V. The General Catalogue of Stellar proper motion with respect to galaxies with astrophysics supplement. *Inertial coordinate system on the sky: Proc. IAU Symp.* 1990. No. 141. P. 431—432.
112. Kharchenko N. V., Yatsenko A. I., Rybka S. P., et al. Some results of the determination of star proper motions, related to the galaxies, made on the astrograph of the Main Astronomical Observatory of the Academy of Sciences of the Ukrainian SSR in Goloseevo (near Kiev). *Publ. de l'Observatoire Astronomique de Beograd*. 1990. No. 40. P. 19—29.
113. Kislyuk V. S., Rybka S. P., Yatsenko A. I., et al. Comtriburion of the Main Astronomical Observatory of the Ukrainian Academy of Sciences to the link of the HIPPARCOS and extragalactic reference frames. *Proc. ESA Symp. "HIPPARCOS-Venice 97"* (May13—16, 1997, Venice, Italy). ESA SP-402. Noordwijk: ESA Publ., 1997. P. 61—62.
114. Klemola A. R., Hanson R. B., Jones B. F. *Lick NPM program: NPM1 Catalog and its applications*. Galactic and Solar System Optical Astrometry. Eds L. V. Morrison, G. F. Gilmore. Cambridge: Univ. Press, 1994. P. 20.
115. Kovalchuk A. N., Pinigin G. I., Protsyuk Yu. I., et al. Determination of position of 12-14 magnitudes stars in the selected fields around extragalactic radio sources with the automatic AMC. *Journées 1997. Systemes de Reference Spatio-Temporels*. Prague, 1997. P. 14—17.
116. Kovalevsky J., Lindegren L., Perryman M., et al. The Hipparcos catalogue as a realisation of the extragalactic reference system. *Astron. and Astrophys.* 1997. **323**, No. 2. P. 620—633.
117. Lazorenko P., Babenko Yu., Karbovsky V., et al. The Kyiv Meridian Axial Circle catalogue of stars in fields with extragalactic radio sources. *Astron. and Astrophys.* 2005. **438**. P. 377—389. <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20042573>
118. Maigurova N., Pinigin G., Protsyuk Yu., et al. Development of Joint Project on Improvement of Link between Optical and Radio Reference Coordinate Systems. Extension and Connection of Reference Frames Using Ground Based Technique (October 10—13, 2001). Nikolaev: ATOL, 2001. P. 58—66
119. Platias I., Girard I. M., Kozhurina-Platias V., et al. The Southern Proper Motion Program II. A catalog at the South Galactic Pole. *Astron J.* 1998. **116**. P. 2556—2564. <https://doi.org/10.1086/300620>
120. Rybka P. Rektascensje 555 gwiazd fundamentalnego katalogu slabych gwiazd w systemie FK3. Warszawa: Panstw. Wyd. Nauk, 1956. 86 s.
121. Rybka S. P., Yatsenko A. I. GPM1-a catalog of absolute proper motions of stars with respect to galaxies. *Astron. and Astrophys. Suppl. Ser.* 1997. **121**, No. 2. P. 243—246.
122. Rybka S. P., Yatsenko A. I. The GPM catalog (Rybka+, 1997—2001). VizieR On-line Data Catalog: I/285 (Originally publ. in: *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*. 1997. 13, No. 5. P. 70—74).
123. Scott F. P. Report on the AGK3R. *Astron. J.* 1960. **65**, No. 4. P. 175—176. <https://doi.org/10.1086/108213>
124. Scott F. P. Southern Ref. Stars list. *Astron. J.* 1967. **72**. P. 572. <https://doi.org/10.1086/110271>
125. Smith C. A., Corbin T. E., Huges J. A., et al. The SRS Catalog — culmination of an International cooperative effort. *Proc. Int. Astron. Union.* 1990. **141**. P. 457.
126. Tel'nyuk -Adamchuk V., Babenko Yu., Lazorenko P., et al. Observing programs of the Kyiv meridian axial circle equipped with CCD micrometer. *Astron. and Astrophys.* 2002. **386**, No. 3. P. 1153. <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20020316>

127. *The HIPPARCOS and Tycho Catalogues*. Noordwijk: ESA Publ., 1997. Vol. 1—7.
128. Vavilova I. B., Artemenko T. G., Pakuliak L. K. Biographical index “Astronomers of Ukraine” at the UkrVO portal. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*. 2014. **30**, No. 1. P. 46—52. <https://doi.org/10.3103/S0884591314010073>
129. Vavilova I., Pakuliak L., Babyk I., et al. Surveys, Catalogues, Databases, and Archives of Astronomical Data. *Knowledge Discovery in Big Data from Astronomy and Earth Observation*, 2020. P. 57—102. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-819154-5.00015-1>
130. Yatsenko A. I., Rybka S. P., Scholz R. The connection of the HIPPARCOS reference system to extragalactic objects by photographic astrometry. *Astron. Nachr.* 1987. **308**, No. 5. P. 319—322. <https://doi.org/10.1002/asna.2113080507>

REFERENCES

1. Agafonova L. D., Nefedyeva A. I. (1953). Absolute declinations of 536 stars of the fundamental catalog of faint stars. *Izvestia AEO*, No. 28, 3—116 (In Russian).
2. Akhmetov V. S. (2011). *The kinematics parameters of the Galaxy using data of modern astrometrical catalogues*. Thesis for PhD degree in specialty “Astrometry and celestial mechanics”. Kharkiv (in Ukrainian).
3. Bagildinsky B. K., Kosin G. S. (1966). Results of bright and faint stars observations on vertical circle of Pulkovo Observatory. *Trudy Glavnoy Astron. Observatoriy v Pulkovo*, **76**, No. 2, 5—32 (in Russian).
4. Baltabayev Yu. (1985). *Catalogue of proper motion 4423 stars on relation to galaxies in 41 zones*. Tashkent, 175 p. Dep. v VINITI 11.03.85, № 1759 (in Russian).
5. Balyshv M. A. (2008). 200 years of astronomy at Kharkiv University. Ed. Y. G. Shkuratov. Kharkiv: Kharkiv National University, 115—124 (in Russian). <https://doi.org/10.15407/sofs2021.03.076>
6. Baturina G. D. (1974). Right ascensions of 196 additional stars of KSZ on Tepfer Meridian Circle observations in Pulkovo in 1965—1967. *Izvestia Glavnoy astronomicheskoy observatorii v Pulkovo*, No. 192, 3 (in Russian).
7. Baturina G. D. (1975). List of additional SRS stars at fields with galaxies of south sky. *Sovremennye problemy pozitsionnoy astrometrii. Trudy 19 astromet. konf.*, M.: izd. MGU, 118 (in Russian).
8. Baturina G. D., Bedin V. S., Varina V. A. (1988). The Pulkovo catalogue of the coordinates of 11506 AGK3R stars. Part 1. M., 80 p. dep. v VINITI № 6050-B88; Part II. M., 80 p. dep. v VINITI № 6051-B88 (in Russian).
9. Baturina G. D., Bedin V. S. (1986). Catalogues of coordinates of faint, bright, and binary stars to the south of declination -47° and FK4 star position corrections according to 1963—1968 observations of Pulkovo astronomers with the meridian circle of the Cerro-Calan Observatory (Chile). *Trudy GAO*, **86**, 4—158 (in Russian).
10. Boguslavskaya E. Ya, Karimova D. K., Podobed V. V. (1955). About connection KSZ stars to extragalaxy nebulas. *Trudy 11 astrometricheskoy konf. SSSR (Pulkovo, May 24—26, 1954). Leningrad*, 42—50 (in Russian).
11. Bolotin S. L., Lytvyn S. O. (2010). Comparison of the combined catalogues RSC(GAOUA)05 C 03 and RSC(PUL)06 C 02 with the current realization of the International Celestial Reference Frame (ICRF). *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **26** (1), 31—38 (in Ukrainian).
12. Bolotin S. L., Molotaj O. A., Tel’nyuk-Adamchuk V. V. (1998). On the consistency of the International Celestial Reference Frame and reference frame realized by the RSC (GAOUA) 97C01 catalogue. K.: GAO NAN Ukrainy, 39 p. (Preprint GAO-98-24).
13. Borovskikh V. S. (1984). Compiled catalogue of reference stars of the KSZ. *Problems of astrometry. Trudy 22 astrometricheskoy konf. SSSR* (Moscow, 1—5 June, 1981). M.: Izd. MGU, 92—93 (in Russian).
14. Boroditskij I. M. (1984). *Differential catalogue of right ascensions of 549 FKSZ stars with declinations from -20° to 90° , obtained in the FK4 system from observations with the Tashkent meridian circle on 1982—1984*. Tashkent: Astron. Inst. Akad. Nauk UzSSR, 41 p. (in Russian).
15. Boroditskij I. M. (1976). Absolute catalogue of right ascensions of 322 stars from the FKSZ with declinations from -20° to $+90^\circ$. *Tsirk. Astron. Observ. Tashkent*, **67** (414), 1—29 (in Russian).
16. Bykov M. F. (1963). Catalogue of right ascension of 824 stars KSZ-2 in zone of right ascension from -15° до -20° . *Tsirculyar Astron. Inst. AN UzSSR*, No. 319, 10—28 (in Russian).
17. Varina V. A., Varin M. P. (1981). Catalogue of absolute right ascension 1960 bright (FK4) and faint (FKSZ) south stars. *Trudy GAO*, **84**, 4—60 (in Russian).
18. Volyanskaya M. Yu. (1974). Declinations of 422 stars of KSZ-2 in zone from -9° to -13° . *Astronomia i astrofizika*, **22**, 78—86 (in Russian).
19. Voronenko V. I., Gorel’G. K., Kalikhevych F. F. (1970). Photographic observations of minor planets in Nikolaev. *Bull. In-ta teor. astronomii*, **12**, No. 4 (137), 364—375 (in Russian).
20. Gavrillov I. V., Onegina A. B., Kolchinsky I. G. (1957). First results of galaxies’ photography for KSZ catalogue on 400 mm astrograph of Main Astronomical Observatory of the Academy of Science of the Ukrainian SSR in Goloseevo. *Trudy 12 Astrometricheskoy konf. SSSR. Leningrad*, 346—350 (in Russian).

21. Gerasimovych B. P., Dneprovskij N. I. (1932). Astronomy of stars and fundamental systems of star positions. *Tsirc. GAO*, № 3, 3—12 (in Russian).
22. Gordon Ya. E., Gorel' L. F. (1969). Catalogue of 2600 stars KSZ in zone declination from -5° to -20° , compiled on basis of observations with meridian circle in Nikolaev. *Trudy GAO v Pulkovo*, **77**, 23—73 (in Russian).
23. Gordon Ya. E., Gorel' L. F. (1966). Catalogue of right ascensions and declinations AGK3R stars compiled in Nikolaev on Meridian Circle observation. *Trudy GAO v Pulkovo*, **75**, 96—254 (in Russian).
24. Gordon Ya. E., Gorel' L. F., Khruyskaya E. V. (1982). Catalogue of right ascensions of 586 FKSZ stars in the declination zone from $+90^{\circ}$ до -20° . Moscow. Dep. v VINITI, № 1168-82 (in Russian).
25. Gorel' L. F. (1969). Positions of 117 additional stars KSZ in zones with extragalaxy nebulas (zone of declination from $+25^{\circ}$ to -20°). *Trudy GAO v Pulkovo*, **77**, 79—82 (epoch 1957—1963) (in Russian).
26. Gorynja A. A. (1956). Catalogue of declinations of 585 faint stars in FK3-system observed on meridian circle of Kiev Astronomical Observatory. *Trudy Kiev. astron. observatorii*, **1**, 3—79 (in Russian).
27. Gregul A. Ya. (1970). Catalogue of the declinations of FKSZ stars in the system of FK4. *Vestnik Kievskogo Universiteta. Ser. Astronomii*, № 12, 73—89 (in Russian).
28. Gulyaev A. P., Korobova V. A., Khomyakova N. P. (1970). Moscow catalogue of right ascensions and declinations PFKSZ stars. *Trudy Gosudarstvennogo instituta im. P. K. Shternberga*, **39**, 15—17 (in Russian).
29. Deutsch A. N. (1952). Using of extragalactic objects for creation of absolute system of star's proper motions. *Report at the VIII Congress of the Int. Union, Rome 1952. M.*, 36 p. (in Russian).
30. Deutsch A. N. (1962). Catalogue of the faint stars and tasks of the stellar astronomy. *Bull. Abastuman. astrofiz. observatorii*, **27**, 49—50 (in Russian).
31. Deutsch A. N., Lavdovskiy V. V., Fatchikhin N. V. (1954). Catalogue of 1508 extragalaxy nebulas in 157 fields from $+90^{\circ}$ to -5° on declination, created for determination of proper motions of stars. *Izvestia Glavnoy astronomicheskoy observatorii v Pulkovo*, No. 154 (in Russian).
32. Drofa V. K., Chernega M. A. (1964). Catalogue of positions of the faint stars in PFKSZ system.-Kyiv, 206 p.
33. Zverev M. S. (1940). About catalog of faint stars. *Astronomicheskij Zhurnal*, **17**, No. 5, 78 (in Russian).
34. Zverev M. S. (1947). Proper motions of stars. *Vestnik Leningradskogo Universiteta*, No. 8, 3—9 (in Russian).
35. Zverev M. S. (1952). *Catalogue of the faint stars as an astrometrical problem*. M.: Izd. Akademii Nauk SSSR, 81 p. (in Russian).
36. Zverev M. S. (1955). Report and propositions of sub-commission on the KSZ. *Trudy 10-th astrometrical conference SSSR, L.*, 14—21 (in Russian).
37. Zverev M. S. (1970). Five years of work of the astronomical expedition of the Pulkovo Observatory in Chile. *Izvestia Glavnoy astronomicheskoy observatorii v Pulkovo*, No. 185, 3—71 (in Russian).
38. Zverev M. S. (1980). Nikolaj Ivanovich Dneprovskij (1887—1944). *Istoriko-astronomicheskiye issledovaniya* (Ed. L. Ye. Maystrov), **15**, 15 (in Russian).
39. Zverev M. S. (1956). Catalogue of the faint stars for 15 690 stars for declinations from $+90^{\circ}$ to -30° . VINITI, Moscow, GAO AN SSSR (KSZ-1+KSZ-2) (in Russian).
40. Zverev M. S., Kyr'yanova A. N., Polozhentsev A. D., et al. (1980). Compiled Catalogue of fundamental faint stars with declinations from $+90^{\circ}$ to -20° (PFKSZ-2). Kiev: Nauk. dumka, 108 p.
41. Zverev M. S., Kyr'yanova A. N., Polozhentsev A. D., et al. (1987). About compiled Catalogue of fundamental faint stars (FKSZ). *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **3**(4), 3—6 (In Ukrainian).
42. Zverev M. S., Polozhentsev D. D. (1958). A preliminary catalog of fundamental faint stars with declinations from $+90^{\circ}$ to -20° . *Trudy GAO*, **72**, 5 (in Russian).
43. Zverev M. S., Polozhentsev D. D. (1987). Results of the execution of the program SRS «South reference stars» and perspective of creation of the catalog IRS «Internation reference stars». *Sovremennaya astrometria (On materials 23 astrometricheskoy konferentsii SSSR)*, 8—13 (in Russian).
44. Kalikhevich F. F. (1971). Photographic observations of minor planets at Nikolaev in 1971. *Bull. ITA*, **14**(154), 54—59 (in Russian).
45. Karbovsky V. L., Lazorenko P. F., Buromsky M. I. et al (2016). An astrometric catalogue of stars in equatorial zone KMAC3. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **32**(4), 73—80 (In Ukrainian).
46. Kislyuk V. S., Yatsenko A. I., Ivanov G. A. (2000). FONAC: the Astrographic catalogue of the FON project). *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **16**(6), 483—496 (In Ukrainian).
47. Kovalevsky J. (2004). *Modern astrometry*. Fryazino: Vek 2, 480 p. (in Russian).
48. Kovalenko N. D. (1978). Results of observations FKSZ stars made on meridian circle of Astronomical observatory Kiev University in 1972—1975. *Vestnik Kievskogo Universiteta. Seriya Astronomii*, No. 20, 73—89 (in Russian).
49. Kolchinskii I. G., Onegina A. B. (1977). Plan for celestial photography with wide-angle astrographs. *Astrometriia i Astrofizika*, No. 33, 11—16 (In Russian).

50. Konin V. V., Korol A. K. (1957). Catalog of declination of 588 FKSZ stars in FK3system from observations on Vertical Circle at 1952—1953. *Izvestia Glavnoy astronomicheskoy observatorii AN USSR*, **2**(1), 3—72 (in Russian).
51. Konin V. V., Khrutskaya E. V. (1983). Catalogue of position of 5969 stars SRS and 727 stars BS at zone from 0° to -20° . *Trudy GAO*, **85**, 4—148 (in Russian).
52. Korol A. K. (1969). *Declinations of the faint and bright fundamental stars in a sinle system*. Monorgaphy. K: Nauk. dumka, 234 p. (in Russian).
53. Kuz'menko K. N., Pluzhnikov V. Kh. (1957). Catalogue of right ascenstions of FKSZ stars in the FK3 system compiled from observations at Kharkiv meridian circle in 1953—1956. *Uchyonie zapiski Khar'kovskogo gos.universiteta*, **86**, 13—61 (in Russian).
54. Kyr'yanova A. N., Yatskiv Ya. S. (1993). Compiled catalogue of positions of extragalaxy radio sources RSC (GAOUA)91CO1. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **9**(2), 12-25.
55. Lazorenko P. F., Karbovsky V. L., Buromsky M. I., et al. (2015). Astrometrical catalogue stars in equatorial zone KMAC2. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **31**(5), 61—71.
56. Maigurova N. V., Pinigin G. I., Shulga O. V. (2003). About status of the joint project for improvement connection between optical and radio reference coordinate systems. *Proceedings of the International Workshop "Optical and Radio Sources — Location and Connection*. Nikolaev, 66—72.
57. Matkevich L. L. (1952). Catalogue of right ascensions of 643 faint stars in FK3 system, observed on meridain circle of Tashkent astronomical observatory. *Trudy Tashkent. astron. observatory*, **2**, 3—153 (in Russian).
58. Meshkova T. S., Osborneva A. G. (1972). Catalogue of right ascensions and declinations KSZ stars in zone from $+60^\circ$ до $+90^\circ$. *Trudy Gosudarstvennogo instituta im. P. K. Shternberga*, **42**, 32—62 (in Russian).
59. Mikhaylov V. A., Kuz'menko K. N. (1974). Compiled catalogue of declinations FKSZ stars in FK4 system. *Vestnik Kharkivskogo Universiteta. Seriya Astronomii*, **9**, No.117, 37-50 (in Russian).
60. Nefedjeva A. I. (1963). Differential catalogue of 2288 stars of catalogue of faint stars KSZ. *Izv. Astron. observatorii Engel'gardta*, No. 33, 13—69 (in Russian).
61. Novopashennyj B. V. (1970). *Catalogue of right ascensions of 645 FKSZ stars in the FK3 system*. Katalogi pologeniy zvezd. Kiev: Naukova dumka, 135—155 (in Russian).
62. Novopashennyj B. V. (1970). *Catalogue of right ascensions of 2967 KSZ-2 stars between -5° to -90° declination*. Katalogi pologeniy zvezd. Kiev: Naukova dumka, 157—237 (in Russian).
63. Polozhentsev D. D. (1967). Results of meridian observations of catalog of faint stars. *Trudy 17 Astrometricheskoy conf. SSSR*. L: Nauka, 7—18 (in Russian).
64. Nemiro A. A. (1952). Catalog of 643 faint stars in FK3 system. *Trudy Tashkent. astron. observatory*, No. 2 (in Russian).
65. Nemiro A. A. (1958). Research of absolute determinations of right ascensions. *Trudy Glavnoy astronomicheskoy observatorii v Pulkovo*, **71**, 169 (in Russian).
66. Nemiro A. A. (1987). *Pulkovo absolute determination of the coordinates of stars*. 150 years of Pulkovo Observatiry. L.: Nauka, 16—40 (in Russian).
67. Nechaev V. M. (1966). Catalog declinations of KSZ-2 stars in zone from -12° to -20° . *Voprosy astrometrii*, **51** (in Russian).
68. Onegina A. B., Zaslavskaya S. A. (1970). Positions of minor planets obtained at the Main Astronomical Observatory of the Ukrainian SSR with the 400-mm photographic telescope. *Byull. Inst. Teor. Astron.*, **12**, 434—435.
69. Orel'skaya V. I. (1978). Instructions for observation of selected minor planets on 1974—1990. New ideas in astrometry: *Trudy 20 astrometricheskoy konferentsii*. L.: Nauka, 25—28.
70. Rakhimov A. G. (1976). On catalog of proper motions of 10600 stars in 41 selected fields of star. *Tsirculyar Astronomicheskogo instituta AN UzSSR*, No. 66, 1—31.
71. Rybka S. P. (1990). Special compiled catalogue of proper motions of 21817 stars in 75 fields of the sky with galaxies. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **6**(1), 54—57.
72. Rybka S. P. (1978). Catalogue of absolute proper motions of stars in selected fields of sky with galaxies. Kiev, 72 p. Dep.v VINITI 13.12.78, № 3792.
73. Rybka S. P. (1992). Determination of parameters of motion of the Sun and galactic rotation on proper motions of stars in selected fields of the sky with galaxies. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **8**(1), 69—72.
74. Rybka S. P., Yatsenko A. I. (1997). GPM—compiled catalogue of absolute proper motions of stars in selected fields of sky with galaxies. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **13**(5), 70—74.
75. Ryl'kov V. P., Dement'eva A. A., Narizhnaya N. V., et al. (2009). Catalogue of 21641 stars around 239 extragalaxy astrometrical sources. *Izvestiya Glavnoy astronomicheskoy observatorii in Pulkovo*, Is. 4, No. 219, 185—188.
76. Samoilova-Yakhontova N. S. (1955). Observations of the minor planets for determination of constants of cataogue faint stars. *Trudy 11 astrometricheskoy konferentsii SSSR*. L., Nauka, 78—82.

77. Tel'nyuk-Adamchuk V. V. (1992). Compiled catalogues of near-pole and bright stars, connection of optical and radiointerferometrical reference frames: Abstract of the dissertation. K.: GAO AN Ukrainy, 47 p.
78. Fatchikhin N. V. (1974). Absolute proper motions of 14600 stars in 85 areas of the northern sky as obtained from galaxies with the Pulkovo normal astrograph. *Trudy Glav. Astron. Observ. v Pulkovo*, Ser. 2, **81**, 4—211 (In Russian)
79. Fedorov P. N., Akhmetov V. S. (2011). XPM and HIPPARCOS as a realization extragalaxy reference frame. It's commonalities and differences. *Visnyk Kyiv. Univ.*, **47**, 38—40.
80. Fedorov P. N. (2002). History of astrometry in observatory V. N Karazin Kharkiv national university. *Visnyk Astronomichnoi shkoly*, **3**, № 2, 42—54. <https://doi.org/10.18372/2411-6602.03.2042> (In Russian)
81. Fedorov P. N. (2008). *Astrometry in XXth century*. 200 let astronomii v Khar'kovskom universitete. Khar'kov: KhNU im. Karazina, 320—331 (In Russian).
82. Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Shulga V. M. (2010). Reference frame in the modern astrometry. *Kosmichna nauka i tekhnologiya*, **16**, No. 6, 68—74.
83. Fedorov P. N., Myznikov A. A. (2006). The Kharkov's XC1 catalogue of positions and proper motions of faint stars around extragalactic ICRF sources. *Kinemat. fiz. nebesnyh tel*, **22**(6), 309—320 (In Ukrainian).
84. Kharchenko N. V. (1983). Program of investigation of kinematics of stars in the Main Meridional Section of the Galaxy. *Astrometriia i Astrofizika*, Vyp. 49, 61—65 (In Russian).
85. Kharchenko N. V., Pakuliak L. K. (1990). Catalogue of star's data of program of Main Meridional Section of the Galaxy research. *Astron. Tsirculyar*, № 1542, 29—30 (In Russian).
86. Khronika. Astronomical meeting on observations of catalog of faint stars 10—12 November 1938. *Astron. Zhurnal*, 1939, **16**, No. 3, 100—104 (In Russian).
87. Chernega N. A. (1974). Catalog of right ascensions of FKSZ stars in FK4 system. *Vestnik Kievskogo Universiteta.*, No. 10, 128—145 (In Russian).
88. Yatsenko A. I. (2002). Optical realization of reference frame on the data of international programs KSZ and FON: Dissertation. Kyiv: GAO NAN Ukrainy (In Ukrainian).
89. Yatskiv Ya. S. (1983). On the current state and future development of astrometry. I. *Astrometriia i Astrofizika*, Vyp. 49, 3—9 (In Russian)
90. Yatskiv Ya. S. (1984). On the current state and future development of astrometry. II. *Astrometriia i Astrofizika*, Vyp. 50, 56—59 (In Russian).
91. Yatskiv Ya. S., Gubanov V. S. (1980). On basic coordinate systems used in astrometry and geodynamics. *Geodynamika i astrometiya: sbornik statey*. Kiev: Naukova dumka, 110—120 (In Russian).
92. Yatskiv Ya. S., Polozhentsev A. D. (1984). A new determination of proper motions of fundamental faint stars with declinations from +90° to -20°. Kiev, 20 p. (Preprint AN USSR. Institut teor. fiziki; ITF-84-151P).
93. Akhmetov V. S., Fedorov P. N., Velichko A. B. (2017). The PMA catalogue as a realization of the extragalactic reference system in optical and near infrared wavelengths. *Proc. IAU*, **12**, Symp. S330, 81. <https://doi.org/10.1017/S174392131700607X>
94. Akhmetov V. S., Fedorov P. N., Velichko A. B., et al. (2017). The PMA Catalogue: 420 million positions and absolute proper motions. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **469**, No. 1, 763—773. <https://doi.org/10.1093/mnras/stx812>
95. Anguita C., Carrasco G., Loyola P., et al. (1993). The importance of the Chilean Meridian Observations in the FK5 catalogue. *Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica*, **26**.
96. Aslan Z., Gumerov R., Jin W., Khamitov I., et al. (2010). Optical counterpart positions of extragalactic radio sources and connecting optical and radio reference frames. *Astron. and Astrophys.*, **510**, id. A10. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/200913162>
97. Aslan Z., Gumerov R., Jin W., Khamitov I. K., et al. (2005). Results of Joint project on linking optical-radioreference frames. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies. Suppl. Ser.*, No. 5, 333—337.
98. Babenko Yu., Daniil'tsev A., Vertypolokh A., et al. (2003). Reduction of compiled catalogue in the selected Extragalactic radio source fields. Preliminary Estimation. *Romanian Astron. J.*, **13**, No. 1, 77—81.
99. Corbin T. E. (1978). A catalog of mean positions and proper motions of 20194 AGK3R stars. *Modern Astrometry, IAU Coll.*, No. 48, 505.
100. Corbin T. E., Urban S. E. (1995). VizieR Online Data Catalog: Astrographic Catalog Reference Stars (ACRS). NASA, NSSDC 91-10.
101. Corbin T. E., Warren W. (1991). *International Reference Stars*. NASA, NSSDC
102. Deutch A. N. (1982). Photographic part of the catalogue of faint stars (KSZ). *Publ. Astron. Opservatorije Beograd*, No. 29, 41—52.
103. ESA. GAIA Science Community. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/gaia> (Last accessed: 20.09.24)

104. Fedorov P., Myznikov A. (2005). XCl catalogue of positions and proper motions (Fedorov+, 2005) VizieR On-line Data Catalog: I/302 (Originally published in: *Kinematics and Physics of Celestial Bodies. Suppl. Ser.*, No. 5, 322—327).
105. Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Bobylev V. V., et al. (2010). An investigation of the absolute proper motions of the XPM catalogue. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **406**, No. 3, 1734—1744. <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2010.16830.x>
106. Fedorov P. N., Myznikov A. A. (2005). The catalogue of positions and proper motions of faint stars around the ICRF sources. *Kinematics and Physics of Selectial Bodies. Suppl. Ser.*, No. 5, 333—337.
107. Fedorov P. N., Myznikov A. A., et al. (2009). The XPM Catalogue: absolute proper motions of 280 million stars. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **393**, 133—138. <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2008.14168.x>
108. Gliese W. (1976). Preliminary List of Star Catalogues 1963—1976. *Astronomisches Rechen-Institut Heidelberg* (January 1, 1976), 23 p.
109. Hanson R. B. (1997). The Lick Northern Proper Motion catalogues. Proper Motions and Galactic Astronomy. Ed. R. M. Humphreys. *ASP Conf. Ser.*, **127**, 23.
110. Hog E., Fabricius C., Makarov V. V., et al. (2000). The Tycho-2 Catalogue of the 2.5 million brighters stars. *Astron. and Astrophys.*, **355**, L27—L30.
111. Kharchenko N. V. (1990). The General Catalogue of Stellar proper motion with respect to galaxies with astrophysics supplement. *Inertial coordinate system on the sky: Proc. IAU Symp.*, No. 141, 431—432.
112. Kharchenko N. V., Yatsenko A. I., Rybka S. P., et al. (1990). Some results of the determination of star proper motions, related to the galaxies, made on the astrograph of the Main Astronomical Observatory of the Academy of Sciences of the Ukrainian SSR in Goloseevo (near Kiev). *Publ. de l'Observatoire Astronomique de Beograd*, No. 40, 19—29.
113. Kislyuk V. S., Rybka S. P., Yatsenko A. I., et al. (1997). Contribution of the Main Astronomical Observatory of the Ukrainian Academy of Sciences to the link of the HIPPARCOS and extragalactic reference frames. *Proc. ESA Symp. "HIPPARCOS-Venice 97"* (May 13—16, 1997, Venice, Italy), ESA SP-402. Noordwijk: ESA Publ., 61—62.
114. Klemola A. R., Hanson R. B., Jones B. F. (1994). Lick NPM program: NPM1 Catalog and its applications. *Galactic and Solar System Optical Astrometry* (Ed. L. V. Morrison, G. F. Gilmore). Cambridge: Univ. Press, 20.
115. Kovalchuk A. N., Pinigin G. I., Yu. I. Protsyuk Yu. I., et al. (1997). Determination of position of 12—14 magnitudes stars in the selected fields around extragalactic radio sources with the automatic AMC. *Journées 1997 Systemes de Reference Spatio-Temporels*. Prague, 14—17.
116. Kovalevsky J., Lindegren L., Perryman M. A. C., et al. (1997). The Hipparcos catalogue as a realisation of the extragalactic reference system. *Astron. and Astrophys.*, **323**, No. 2, 620—633.
117. Lazorenko P., Babenko Yu., Karbovsky V., et al. (2005). The Kyiv Meridian Axial Circle catalogue of stars in fields with extragalactic radio sources. *Astron. and Astrophys.*, **438**, 377—389. <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20042573>
118. Maigurova N., Pinigin G., Protsyuk Yu., et al. (2001). Development of Joint Project on Improvement of Link between Optical and Radio Reference Coordinate Systems. Extension and Connection of Reference Frames Using Ground Based Technique (October 10—13, 2001). Nikolaev: ATOL, 58—66.
119. Platias I., Girard I. M., Kozhurina-Platias V., et al. (1998). The Southern Proper Motion Program II. A catalog at the South Galactic Pole. *Astron. J.*, **116**, 2556—2564. <https://doi.org/10.1086/300620>
120. Rybka P. (1956). Rektascensje 555 gwiazd fundamentalnego katalogu slabych gwiazd w systemie FK3. Warszawa: Panstw. Wyd. Nauk, 86 s.
121. Rybka S. P., Yatsenko A. I. (1997). GPM1- a catalog of absolute proper motions of stars with respect to galaxies. *Astron. and Astrophys. Suppl. Ser.*, **121**, No. 2, 243—246.
122. Rybka S. P., Yatsenko A. I. (1997). The GPM catalog (Rybka+, 1997—2001). VizieR On-line Data Catalog: I/285. (Originally publ.: *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, 13, No. 5, 70—74).
123. Scott F. P. (1960). Report on the AGK3R. *Astron. J.*, **65**, No. 4, 175—176. <https://doi.org/10.1086/108213>
124. Scott F. P. (1967). Southern Ref. Stars list. *Astron. J.*, **72**, 572. <https://doi.org/10.1086/110271>
125. Smith C. A., Corbin T. E., Huges J. A., et al. (1990). The SRS Catalog — culmination of an International cooperative effort. *Proc. Int. Astron. Union*, **141**, 457.
126. Tel'nyuk-Adamchuk V., Babenko Yu., Lazorenko P., et al. (2002). Observing programs of the Kyiv meridian axial circle equipped with CCD micrometer. *Astron. and Astrophys.*, **386**, No. 3, 1153. <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20020316>
127. The HIPPARCOS and Tycho Catalogues (1997). Noordwijk: ESA Publ., Vol. 1—7.
128. Vavilova I. B., Artemenko T. G., Pakuliak L. K. (2014). Biographical index “Astronomers of Ukraine” at the UkrVO portal. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **30**, No. 1, 46—52. <https://doi.org/10.3103/S0884591314010073>
129. Vavilova I., Pakuliak L., Babyk I., et al. (2020). Surveys, Catalogues, Databases, and Archives of Astronomical Data. *Knowledge Discovery in Big Data from Astronomy and Earth Observation*, 57—102. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-819154-5.00015-1>

130. Yatsenko A. I., Rybka S. P., Scholz R. (1987). The connection of the HIPPARCOS reference system to extragalactic objects by photographic astrometry. *Astron. Nachr.*, **308**, No. 5, 319—322. <https://doi.org/10.1002/asna.2113080507>

Стаття надійшла до редакції 11.09.2024

Received 11.09.2024

Після доопрацювання 19.09.2024

Revised 19.09.2024

Прийнято до друку 20.09.2024

Accepted 20.09.2024

T. G. Artemenko, research fellow

E-mail: t.g.artemenko@ukr.net

Main astronomical observatory of NAS of Ukraine

27, Akademik Zabolotnyj Str., Kyiv, 03143 Ukraine

CATALOG OF FAINT STARS AS AN INTERNATIONAL PROJECT AND THE PARTICIPATION OF UKRAINIAN OBSERVATORIES IN ITS REALISATION

Some results of the international astrometric program “Catalog of the faint stars (KSZ)” and the role of the astronomical observatories of Ukraine are discussed. The KSZ program aimed to make the astrometric binding of faint stars to galaxies to provide the possibility of deriving the absolute proper motions of the stars and the inertial coordinate system without dependence on the motions of the stars in our Galaxy. Proper motions related to the galaxies make it possible to determine the systematic errors of fundamental catalogs, independently obtain the precession constant, and also clarify the stellar-kinematic parameters of the Galaxy. The KSZ program influenced significantly such projects as AGK3R (Northern Reference Stars) and SRS (Southern Reference Stars) — all stars of KSZ were included in the AGK3R list, and the SRS list of stars was compiled according to KSZ criteria. The stages of work on the project, both within the observatories of the former USSR and in the international part, are described, namely, the creation of a general fundamental catalog of the KSZ and photographic observations of sky fields with fundamental stars and galaxies. The results of the Pulkovo and Lick programs are shown. After the completion of the Hipparcos space project, the history of astronomy was divided into two periods: before the launch of the satellite and after it. Some of the astrometric catalogs and programs, including the Faint Star Catalog program, have lost their relevance and currently represent only historical interest.

Keywords: astrometry, catalog of faint stars, absolute proper motions, reference systems, fundamental catalog ICRF, Hipparcos, Gaia.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.05.120>
УДК 349.6

Н. Р. МАЛИШЕВА, заст. дир. Міжнародного центру космічного права, д-р юрид. наук,
проф., акад. Нац. акад. прав. наук України

ORCID: 0000-0001-6630-227X

E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

А. М. ГУРОВА, наук. співроб., канд. юрид. наук

ORCID: 0000-0003-4134-761X

E-mail: a.m.hugova@gmail.com

Інститут держави і права імені В. М. Корецького Національної академії наук України
вул. Трьохсвятительська 4, Київ, Україна, 01601

ДЕРЖАВНЕ УПРАВЛІННЯ КОСМІЧНОЮ ДІЯЛЬНІСТЮ: СВІТОВИЙ ДОСВІД ДЛЯ УКРАЇНИ

Статтю присвячено аналізу організації державного управління космічною діяльністю в Україні та у світі. Зрозуміло, що належна організація управління передбачає наявність структур, здатних виконувати актуальні завдання, які відповідають соціально-економічним, екологічним і культурним потребам держави, а також вимогам забезпечення її безпеки та оборони. Ефективність державного управління залежить від чіткого розподілу функцій і повноважень між управлінськими структурами, а також дотримання принципів субсидіарності та правової визначеності, що запобігає дублюванню повноважень і оптимізує використання ресурсів.

У статті розглядаються різні підходи до організації управління космічною діяльністю у провідних космічних державах світу, таких як США, Канада, Франція, Німеччина, Великобританія, Італія, Іспанія, Туреччина, Китай, Японія, Індія, Південна Корея, Ізраїль, ОАЕ, Південна Африка, Нігерія, Австралія та Нова Зеландія. Зазначається, що одноланкові системи управління, де є єдине космічне агентство, безпосередньо підпорядковане вищому органу виконавчої влади, функціонують у державах, де космічна діяльність має пріоритетне значення для сталого розвитку. У більшості ж держав космічні агентства інтегровані в систему міністерств, відповідальних за більш широкі сфери розвитку.

Аналізуючи систему управління космічною діяльністю в Україні, слід зазначити, що впродовж 30 років вона зазнавала численних трансформацій, але в сучасний період не є ефективною, що значною мірою залежить від недосконалого правового регулювання відповідних відносин, наявності великої кількості нормативних неузгодженостей і суперечностей. Пропонуються шляхи вдосконалення структурно-функціонального забезпечення цієї системи з урахуванням як власного історичного досвіду, вітчизняних потреб, можливостей і викликів, так і з максимальним залученням позитивного зарубіжного досвіду.

Ключові слова: державне управління, космічна діяльність, дволанкова система управління, ДКАУ, Мінстратегпром, принцип правової визначеності.

Цитування: Малишева Н. Р., Гурова А. М. Державне управління космічною діяльністю: світовий досвід для України. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 5 (150). С. 120—136. <https://doi.org/10.15407/knit2024.05.120>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Державне управління космічною діяльністю є однією з функціональних підсистем державного управління в цілому. Тому закономірно, що ця підсистема має насамперед підкорятися загальним принципам структурно-функціональної організації, серед яких важливо виділити єдність мети державного управління в державі; первинність функцій і вторинність структури; простоту організаційної структури; адекватність норми керованості; оптимальність централізованих і децентралізованих форм управління; принцип зворотного зв'язку та деякі інші [10, С. 210—211]. Водночас підсистемі притаманні й свої специфічні закономірності, відносини і взаємозв'язки організації тих чи інших управлінських елементів. Все це потрібно мати на увазі при аналізі ефективності системи державного управління космічною діяльністю, що склалась в Україні, виявлення її слабких місць і шляхів підвищення ефективності. При цьому важливо усвідомлювати, що від організації державного управління значною мірою залежить ефективність формування та реалізації державної космічної політики [12].

Належна організація державного управління передбачає, по-перше, наявність управлінських структур, здатних виконувати актуальні задачі, що відповідають соціально-економічним, екологічним, культурним потребам держави, а також вимогам забезпечення її безпеки та оборони. По-друге, ефективність державного управління залежить від чіткого визначення управлінських функцій та закріплення повноважень щодо їхнього здійснення за адекватними структурами, здатними їх оптимально реалізовувати. Дуже важливо, по-третє, щоб у процесі розподілу повноважень було дотримано одного з основних європейських принципів управління — субсидіарності, тобто відсутності дублювання повноважень різних управлінських ланок і рівнів, віднесення тих чи інших повноважень до того рівня і ланки системи управління, де відповідні функції можуть бути оптимально реалізовані та забезпечені необхідними ресурсами: кадровими, матеріально-технічними, фінансовими та іншими.

1. ВІТЧИЗНЯНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ КОСМІЧНОЮ ДІЯЛЬНІСТЮ: СУПЕРЕЧЛИВА ІСТОРІЯ ПОШУКУ ОПТИМУМУ

Систему державного управління космічною діяльністю, яка сьогодні склалась в Україні, не можна назвати ефективною. У своєму розвитку ця система пройшла декілька етапів. Її було сформовано 29.02.1992 р. створенням Національного космічного агентства України (НКАУ) як єдиного органу центральної виконавчої влади, що здійснював державне управління космічною діяльністю в Україні, і Голова якого (спершу — Генеральний директор) безпосередньо входив до Кабінету Міністрів України [8]. У 2000-х було здійснено кілька невдалих і нетривалих спроб підпорядкувати НКАУ (пізніше — Державне космічне агентство України) різним міністерствам, зокрема Міністерству промислової політики, від яких швидко відмовились, повернувши ДКАУ самостійний статус. Змінами до законодавства від 04.12.2019 р. Агентство було підпорядковане Міністерству розвитку економіки, торгівлі та сільського господарства. Нарешті, відповідно до Постанов КМУ від 07.09.2020 р. та від 01.07.2022 р. було визначено, що відтоді діяльність ДКАУ спрямовується та координується Кабінетом Міністрів України через Міністра з питань стратегічних галузей промисловості [2]. Вже сам факт численних змін статусу і підпорядкування органу управління космічною діяльністю свідчить про відсутність системного розуміння підстав і особливостей формування структури державного управління космічною галуззю, переваг чи недоліків одно- або дволанкової системи відповідного урядування.

Дволанкова організаційна система управління космічною діяльністю в Україні в цілому відповідає загальній структурі центральних органів виконавчої влади (надалі — ЦОВВ), що сформувалась в державі в результаті реформи 2010—2012 р., врегульованої Законом України «Про центральні органи виконавчої влади» [9]. Цей Закон закріплює за міністерствами функції забезпечення формування державної політики у певній сфері (ст. 6 Закону), покладаючи на інші ЦОВВ, а саме служби, агентства, інспекції, ко-

місії, бюро, функції з реалізації такої політики в окремих сферах (ст. 16). Частина 4 ст. 17 Закону містить уточнення, пов'язані зі статусом саме агентств, зазначаючи, що орган виконавчої влади утворюється як агентство у випадку, якщо більшість функцій цього органу складають функції з управління об'єктами державної власності, що належать до сфери його управління. Слід зазначити, що цей Закон передбачає можливість організації деяких сфер управління за одноланковою системою, коли очільники інших, крім міністерств, ЦОВВ безпосередньо входять до Уряду. Однак це передбачено лише для окремих, визначених Законом органів управління, які названі ЦОВВ зі спеціальним статусом. Сьогодні це Антимонопольний комітет України, Фонд державного майна України, Національна комісія, що здійснює державне регулювання у сферах енергетики та комунальних послуг, Державний комітет телебачення і радіомовлення України, Національна комісія, що здійснює державне регулювання у сферах електронних комунікацій, радіочастотного спектру та надання послуг поштового зв'язку (ст. 24 Закону). Відповідний перелік наразі не є закритим. Тобто, теоретично можна презюмувати можливість перетворення в майбутньому ДКАУ на орган управління зі спеціальним (самостійним) статусом. Однак на сьогодні передумов для такого перетворення немає. Тому головну увагу у справі реформування системи управління космічною діяльністю слід звернути на розподіл повноважень між Мінстратегпромом та ДКАУ, оскільки в цій частині наявні суттєві недоліки, що здебільшого походять від суперечностей і дублювань повноважень відповідних управлінських ланок, передбачених у правовому порядку. Насамперед звертають на себе увагу невідповідності у визначенні повноважень Мінстратегпрому та ДКАУ, що передбачені в самому Законі України «Про космічну діяльність», а також відповідних суперечностей між Законом України «Про космічну діяльність» [6] — з одного боку, та Положенням про ДКАУ [5] — з іншого. Ці невідповідності закладено вже самим формулюванням базової для аналізованої сфери статті 6 Закону України «Про космічну діяльність», введеної до тіла цього акту

ном № 143-ІХ від 02.10.2019. Метою цієї статті передбачалось встановлення загальної формули повноважень, що покладаються на Мінстратегпром (частина 1 ст. 6) — з одного боку, та на ДКАУ (частина 2 ст. 6) — з іншого. Однак про те, що такий розподіл в регулюванні повноважень дійсно встановлено, можна лише здогадуватись, оскільки обидва органи цією статтею Закону названі ідентично, а саме: «ЦОВВ, що забезпечує формування і реалізує державну політику у сфері космічної діяльності». Водночас в наступних статтях Закону раптом з'являється управлінський суб'єкт, до якого застосовується формула «ЦОВВ, що реалізує державну політику у сфері космічної діяльності», статус якого не був визначений базовою для відповідної сфери статтею 6 Закону. У результаті виникла плутанина і неоднозначне розуміння розподілу повноважень Мінстратегпрому та ДКАУ в частині: формування Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України (стаття 7 Закону України «Про космічну діяльність»), ведення обліку декларацій про провадження господарської діяльності у сфері космічної діяльності та розміщення їх на веб-сайті (ст. 9-1 ЗУ «Про космічну діяльність»), видачі дозволів на окремі види космічної діяльності та подачу заявок на їхнє анулювання (ст. 10), контролю за здійсненням зовнішньоекономічної діяльності, а саме надання дозволів на проведення переговорів та реєстрацію зовнішньоекономічних договорів (ст. 11-1 ЗУ «Про космічну діяльність»), внесення до Державного реєстру космічних апаратів України та виключення з нього космічних апаратів, а також ведення Державного реєстру унікальних об'єктів космічної діяльності (ст. 14 ЗУ «Про космічну діяльність»), обмеження або заборони експлуатації об'єктів космічної діяльності в Україні (ст. 15 ЗУ «Про космічну діяльність»), державного нагляду за дотриманням вимог безпеки космічної діяльності, а також навчання та атестація осіб, які контролюють дотримання космічних правил і наявність необхідного рівня безпеки космічної діяльності, а також осіб, які розслідують інциденти та надзвичайні події (ст. 20 ЗУ «Про космічну діяльність»), охорони космічної техніки та майна суб'єктів космічної діяльності (ст. 22

ЗУ «Про космічну діяльність»), подачі інформації про небезпеку, яка виникає при здійсненні космічної діяльності, а також повідомлення про заходи щодо створення необхідних умов безпеки для населення, майна та довкілля уповноваженому державному органу, підприємствам, установам та організаціям, а також громадянам на їхню вимогу (частина 2 ст. 23 ЗУ «Про космічну діяльність»), негайного інформування відповідних державних органів у разі виникнення загрози під час здійснення космічної діяльності для населення та довкілля України чи іноземних держав та вжиття необхідних заходів щодо забезпечення безпеки населення, майна громадян, підприємств, установ і організацій та довкілля (частина 3 ст. 23 ЗУ «Про космічну діяльність»), визначення порядку та умов страхування ризиків при здійсненні космічної діяльності в Україні (ст. 24 ЗУ «Про космічну діяльність»), співпраці з Міністерством оборони України та розвідувальними органами України у сфері космічної діяльності щодо космічної техніки подвійного призначення (ст. 28 ЗУ «Про космічну діяльність»).

Крім вказаних внутрішніх неузгодженостей Закону України «Про космічну діяльність», ще більше проблем створюють суперечності між цим Законом і Положенням про ДКАУ. Так, пунктом 8 відповідного Положення закладено конфлікт між двома ЦОВВ в частині забезпечення створення та експлуатації наземного і космічного сегментів супутникових систем зв'язку, мовлення та дистанційного зондування Землі, контролю і аналізу космічної обстановки, координатно-часового та навігаційного забезпечення; пунктом 13 Положення — в частині організації розроблення та функціонування Системи сертифікації космічної техніки України (УкрССКТ); пунктом 23 — щодо повноваження з ведення Державного реєстру унікальних об'єктів космічної діяльності, здійснення державного нагляду за їхнім станом і використанням, вжиття заходів для їхньої підтримки; пунктом 24 — щодо здійснення реєстрації космічної техніки; пунктом 25 — щодо здійснення моніторингу та ведення банку даних геофізичних спостережень і забезпечення його взаємодії з Національним центром даних системи сейсмічних спостережень і підвищення

безпеки проживання населення в сейсмонебезпечних регіонах; пунктом 27 — щодо здійснення контролю за дотриманням вимог міжнародних договорів України про обмеження і заборону випробувань ядерної зброї, випробувань ядерної зброї на іноземних випробувальних полігонах і здійсненням ядерних вибухів у мирних цілях; пунктом 29 — щодо здійснення функції національного контактного пункту з питань дотримання положень Гаазького кодексу поведінки проти розповсюдження балістичних ракет. Слід також зазначити, що пунктом 30 Положення про ДКАУ визначено, що Агентство забезпечує згідно із законодавством функції страхувальника під час проведення обов'язкового страхування об'єктів космічної діяльності (космічна інфраструктура), які є власністю України, а також обов'язкового страхування відповідальності. Ця норма Положення не відповідає чинному страховому та космічному законодавству, оскільки базується на Постанові Кабінету Міністрів України «Про затвердження порядків і правил обов'язкового страхування в сфері космічної діяльності», що втратила чинність 19.01.2024. А ще 18.11.2021 було змінено редакцію ст. 24 «Страхування ризиків при здійсненні космічної діяльності в Україні» Закону «Про космічну діяльність», якою визначення порядку та умов страхування у відповідній сфері покладається на ЦОВВ, що забезпечує формування та реалізує державну політику у сфері космічної діяльності (Мінстратегпром) за погодженням з Нацбанком України.

Здійснений огляд не може не викликати риторичне запитання: чи спроможні органи управління космічною діяльністю ефективно виконувати управлінські функції в умовах такої нормотворчої «чехарди»? Впевнені, що ні. Правове регулювання структури та функцій державного управління в космічній сфері — взірць грубого порушення принципу правової визначеності — одного з основних принципів правотворчої діяльності як в Україні (ст. 3 Закону України «Про правотворчу діяльність») [7], так і у більшості зарубіжних країн, а також в європейському праві [3, С. 153; 4, С. 53—55]. Цей принцип серед іншого означає функціональну визначеність кожного з державних органів, передбачає

не тільки розмежування їхніх повноважень, а й їхню взаємодію, систему взаємних стримувань та противаг, які мають на меті забезпечення їхнього співробітництва як єдиної державної влади. Вимоги принципу визначеності потребують, щоб нормативно-правові акти були зрозумілими (доступними), несуперечливими і пропонували повне врегулювання суспільних відносин, не допускаючи існування прогалін [1, С. 8].

Можливо, орієнтири у напрямку вдосконалення системи державного управління космічною діяльністю може надати зарубіжний досвід? Для відповіді на питання про доцільність та логіку дволанкової організації управління у сфері космічної діяльності, де вищою ланкою є міністерство, а нижчою — відповідне космічне агентство, ми проаналізували досвід організації управління космічною діяльністю провідних космічних держав, який ми наводимо з поділом за регіональною ознакою.

2. СВІТОВИЙ ДОСВІД УПРАВЛІННЯ КОСМІЧНОЮ ДІЯЛЬНІСТЮ

Одразу зазначимо, що міжнародне космічне право не містить чітких орієнтирів щодо побудови відповідних національних управлінських структур. Кожна держава формує структури управління космічною діяльністю, виходячи з власних пріоритетів, базової спрямованості відповідної діяльності, особливостей загальної побудови національної адміністративної системи та інших чинників. У політико-правовій літературі виокремлюються чинники матеріального і духовного порядків, які впливають на формування системи державних органів у різних країнах. Серед них, зокрема, називаються такі: географічні фактори, державний устрій, політичний режим, національний склад країни, менталітет населення, правова культура суспільства, панівна ідеологія, існуюча політична доктрина тощо [11, С. 240—244].

• ПІВНІЧНА АМЕРИКА

Сполучені Штати Америки. Національне управління з аеронавтики та дослідження космічного простору (NASA): працює під керівництвом Уряду США, звітуючи Президенту через Офіс наукової і технологічної політики (OSTP). За-

кон про національну аеронавтику та космічний простір 1958 року встановлює, що NASA є органом, безпосередньо підпорядкованим президентові США. Адміністратор NASA призначається президентом за згодою Сенату, що підкреслює незалежність агентства від безпосереднього нагляду будь-якого одного урядового департаменту, хоча воно і функціонує в рамках виконавчої гілки федерального уряду. Закон надає адміністратору широкі повноваження для керівництва діяльністю NASA, включно з плануванням та проведенням космічних та аеронавтичних місій, залученням наукової спільноти та розповсюдженням інформації про діяльність та результати агентства. Адміністратору також дозволяється призначати необхідний персонал, будувати об'єкти та управляти власністю як всередині, так і за межами США, що є суттєвим для виконання мандату NASA [26]. До органів управління аерокосмічною діяльністю належить також Національне управління океанічних і атмосферних досліджень (NOAA), що функціонує у межах Міністерства торгівлі та відповідає за моніторинг змін у навколишньому середовищі, включаючи космічну погоду. Слід вказати також на існування Космічних сил США, що є відділом Збройних сил США під управлінням Міністерства військово-повітряних сил та відповідає за військові космічні операції.

Канада. Канадське космічне агентство (CSA): працює під керівництвом Міністерства інновацій, науки та промисловості. При виконанні своїх завдань Агентство сприяє Міністерству в координації космічної політики та програм Уряду Канади; планує, спрямовує, управляє і здійснює програми та проекти, що стосуються наукових або промислових космічних досліджень і розробок, а також застосування космічних технологій; сприяє передачі та поширенню космічних технологій; заохочує комерційне використання космічного потенціалу, технологій, засобів і систем. При виконанні своїх завдань Агентство вправі: будувати, купувати, управляти, обслуговувати і експлуатувати космічні науково-дослідні та дослідно-конструкторські апарати, засоби і системи; надавати допомогу департаментам, комітетам та агентствам Уряду Канади у ви-

користанні та просуванні на ринок космічних технологій; надавати гранти на підтримку програм або проєктів, пов'язаних з науковими або промисловими космічними дослідженнями; співпрацювати з космічними та пов'язаними з космосом агентствами інших країн у мирному використанні та освоєнні космосу; ліцензувати, надавати будь-який патент, авторське право, промисловий зразок, торгову марку, або інше право інтелектуальної власності, що контролюється Міністром; укладати контракти, меморандуми про взаєморозуміння або інші домовленості від імені Її Величності або від імені Агентства; набувати будь-які фінансові ресурси, цінні папери або інше рухоме чи нерухоме майно. Міністр координує космічну політику та програми уряду Канади, а також несе відповідальність за діяльність Агентства. Міністр має право, за згодою Губернатора в Раді, укладати угоди з урядом будь-якої провінції щодо виконання будь-якої програми Агентства [16].

• ПІВДЕННА АМЕРИКА

Бразилія. **Бразильське космічне агентство (АЕВ)** Міністерства науки, технологій та інновацій (МСТІ): центральний орган **Національної системи розвитку космічної діяльності (SINDAE)**, що відповідає за координацію та реалізацію бразильської космічної політики. До складу SINDAE входять також Національний інститут космічних досліджень (INPE) Міністерства науки, технологій та інновацій (МСТІ); Департамент аерокосмічної науки і техніки (DCTA); Командування ВПС (Comaer) Міністерства оборони (МО); Аерокосмічний промисловий сектор; університети та науково-дослідні інститути [15].

Аргентина. **Національна комісія з космічної діяльності (CONAE)**: працює під керівництвом Міністерства науки, технологій та інновацій. Єдиний орган, наділений компетенцією щодо розробки, виконання, контролю, управління та адміністрування проєктів у космічній сфері. Має такі функції: підготовка та виконання національного космічного плану; проведення дослідницьких робіт з метою формування груп, які володіють необхідними дисциплінами та техніками для доступу до космічних технологій та їхніх застосувань; спрямування космічних

технологій для використання в сільському господарстві, картографії, геології, метеорології, екології, медицині, зв'язку, обороні, промисловості та інших галузях; укладення угод з іншими організаціями або приватними установами країни з метою співробітництва; надання технічної допомоги Уряду; залучення необхідних фінансових ресурсів; просування та розвиток угод про співробітництво з публічними та приватними установами інших країн, відповідно до зовнішньої політики Республіки [13].

• ЄВРОПА

Франція. **Національний центр космічних досліджень (CNES)**: працює під спільним управлінням Міністерства досліджень та Міністерства збройних сил. Завданням Національного центру космічних досліджень є розвиток і керівництво науково-технічними дослідженнями в галузі космосу. Він, зокрема, відповідає за: збір інформації про національну та міжнародну діяльність, пов'язану з космосом, його дослідженням та використанням; підготовку та подання на затвердження адміністративним органам науково-дослідних програм, що становлять національний інтерес у цій сфері; забезпечення виконання зазначених програм або у створених ним лабораторіях і технічних установах, або шляхом укладення угод про проведення досліджень з іншими державними або приватними організаціями, або шляхом фінансової участі; нагляд, у взаємодії з Міністерством закордонних справ, за питаннями міжнародного співробітництва в галузі космосу і за виконанням тієї частини міжнародних програм, які покладені на Францію; надання допомоги державі у визначенні технічних регламентів, що стосуються космічної діяльності; здійснення від імені міністра, відповідального за космічну діяльність, контролю за відповідністю систем і процедур, що застосовуються космічними операторами, технічним регламентам; ведення від імені держави реєстру космічних об'єктів [18].

Німеччина. **Німецький центр авіації та космонавтики (DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V)**: національний центр Німеччини, що здійснює аерокосмічні, енергетичні та транспортні дослідження. DLR відповідальний за планування та здійснення німецької космічної

програми від імені федерального уряду Німеччини. Організує широке коло дослідницьких проєктів, як національного, так і міжнародного рівнів. Крім того, під юрисдикцією Міністерства у справах економіки та кліматичних дій знаходиться **Німецька космічна агенція**. DLR надає агенції адміністративні повноваження в секторі космічної діяльності як адміністративному органу публічного права. Адміністративними завданнями Агенції є: підготовка німецького космічного плану; виконання німецьких космічних програм, зокрема шляхом укладання державних контрактів та надання державних грантів; представлення інтересів Німеччини в космічній галузі на міжнародному рівні, зокрема в Європейському космічному агентстві [21]. Певні повноваження у сфері розповсюдження даних ДЗЗ має також Міністерство економіки та технологій; ці повноваження визначені в окремому законі [20]. Крім того, в 2021 р. під егідою Міністерства оборони Німеччини відкрито Військовий космічний центр, до повноважень якого увійшли захист німецьких військових супутників, відстежування космічного сміття та аналіз розвідувальної діяльності інших держав у космосі.

Велика Британія. Космічне агентство Великої Британії (UKSA): підрозділ у складі Департаменту бізнесу, енергетики та індустріальної стратегії, відповідальний за виконання функцій Департаменту, на додаток до надання експертних консультацій для сприяння у формуванні політики. Незважаючи на те що Агентство відокремлене в управлінському плані, воно є підзвітним вказаному Департаменту, який також звітує перед Парламентом про виконання завдань, що стоять перед Агентством. Основними функціональними обов'язками Агентства є: надання консультацій щодо виконання космічних програм, зокрема для широкого кола урядових установ та на міжнародному рівні; розроблення політики; реалізація програм місій та можливостей, які підтримують зростання сектору, інвестицій, стійкості та конкурентоспроможності; взаємодія з сектором та налагодження зв'язків для об'єднання промисловості та наукових кіл; представлення Великої Британії у міжнародних космічних програмах; забезпечення ефектив-

ного використання коштів космічних програм. У липні 2021 року відповідальність за надання ліцензій на здійснення космічної діяльності відповідно до Закону про космічний простір 1986 року було передано від Агентства до Управління цивільної авіації. Повноваження щодо регулювання запуску, повернення, статусу космодрому та контролю дальності покладено на Державного секретаря з питань транспорту [36].

Італія. Італійське космічне агентство (ASI): працює під керівництвом Міністерства університетів та досліджень. ASI є національним публічним органом, що входить до числа дослідницьких установ, передбачених Законом від 25 листопада 2016 року, № 218 з наступними змінами та доповненнями. Метою Агентства є сприяння розвитку та поширення наукових і технологічних досліджень у сфері космічної та авіаційної технологій, а також розвиток інноваційних сервісів. Вона підлягає керівництву, координації та нагляду з боку Президента Ради Міністрів або Міністра чи заступника міністра, визначеного відповідно до закону. Міністерство вищої освіти і науки здійснює стратегічне керівництво науковими дослідженнями, які здійснює Агенція. Агенція, зокрема: розвиває наукові та технологічні дослідження; бере участь у роботі Європейського космічного агентства (ESA) на основі керівництва Президента Ради Міністрів або Міністра чи заступника міністра, визначеного міжміністерським комітетом з питань космічних та авіаційних досліджень та міжнародних відносин; просуває та координує присутність Італії у програмах Європейського космічного агентства (ESA), у межах доступних ресурсів, за попередньою згодою Президента Ради Міністрів або Міністра чи заступника міністра, на підставі делегування ними відповідної функції, укладає двосторонні або багатосторонні угоди з організаціями інших країн для участі Італії в програмах або підприємствах у сфері авіаційних та космічних технологій; просуває та реалізує національні наукові дослідження із залученням наукової спільноти, здійснюючи підготовку, координацію і розвиток відповідних програм, зокрема забезпечуючи взаємодію з іншими дослідницькими установами та університетами за укладанням

відповідних угод у формах, передбачених законом, в рамках координації національних досліджень, що забезпечуються Міністерством освіти і науки. Агентство також займається комунікацією та просуванням космічних та авіаційних досліджень і відповідних прикладних послуг, забезпечуючи поширення їхніх економічних і соціальних результатів у межах країни та забезпечуючи використання отриманих знань; просуває, реалізує та фінансує, на основі спеціальних проєктів, ініціативи, що поєднують публічні та приватні наукові космічні дослідження на національному та міжнародному рівнях і відповідні прикладні послуги, забезпечує додаткові ресурси для фінансування спільних проєктів; підтримує надання стипендій та наукових грантів та забезпечує підготовку та професійний розвиток персоналу Агентства в галузі наук і технологій та їхнього застосування; просуває ініціативи з технологічного трансферу для забезпечення максимального повернення інвестицій; розробляє та впроваджує технічне регулювання, здійснює інспекційну, сертифікаційну, дозвільну, координаційну та контрольну діяльність; веде національний реєстр об'єктів, запущених у космос [33].

Іспанія. До 2023 р. в Іспанії не було власного космічного агентства, хоча Іспанія є одним з визнаних європейських лідерів космічної діяльності, одним із членів-засновників Європейського космічного агентства та має розвинену систему космічних технологій. Наймасштабніші функції в сфері управління космічною діяльністю забезпечував **Національний інститут аерокосмічної техніки (INTA)**: державна науково-дослідна організація, підпорядкована Міністерству оборони Іспанії. INTA відповідає за проведення науково-дослідної діяльності, а також за надання технологічних послуг компаніям галузі, університетам та іншим установам. Серед основних завдань INTA — проведення всіх видів випробувань для перевірки та сертифікації космічних матеріалів, компонентів, обладнання, систем і підсистем; надання технічних консультацій та послуг офіційним установам та організаціям, а також промисловим і технологічним компаніям. Крім цього, INTA виконує функції щодо: підвищення рівня технологій, особливо тих, що визначені

політикою наукових досліджень і розвитку Міністерства оборони, шляхом власних наукових і технологічних досліджень і через відповідні обміни та співпрацю з іншими національними та іноземними організаціями та підприємствами; визначення цілей, програм і проєктів; підготовка наукового та технічного персоналу і проведення курсів підвищення кваліфікації, практики і наукових досліджень для стипендіатів, сприяючи їхньому навчанню, кваліфікації і розвитку їхніх здібностей; виконання конкретних програм, визначених Міністерством оборони, а також компетентними органами у сферах науки, технології і інновацій; технічна консультація та надання технологічних послуг; розробка пропозицій для наукових досліджень і технологічного розвитку, які сприяють формулюванню планів і програм Міністерства оборони та інших компетентних органів; сертифікація військової продукції як на національному рівні, так і для підтримки експорту; будь-які інші види діяльності, пов'язані з представництвом в міжнародних космічних організаціях [19]. **Іспанське космічне агентство (AEE — Agencia Espacial Española)** створено у березні 2023 р. під егідою Міністерства науки та інновацій для гарантування стратегічних дій Іспанії в галузі космосу, як з точки зору її технологічного розвитку, так і для використання космосу в таких сферах, як безпека, спостереження за Землею, геолокація і телекомунікації. У Заяві Міністерства щодо створення Агентства наголошено на основних напрямках його діяльності, а саме: допомога та захист суспільства у галузях кібербезпеки, навігації, боротьби зі зміною клімату, моніторинг таких явищ, як засуха або пожежі.

Туреччина. **Турецьке космічне агентство (TUA)** працює під керівництвом Міністерства транспорту й інфраструктури Туреччини. Це міністерство здійснює нагляд за діяльністю Агентства, включно з розробленням національних космічних політик, супутникових технологій та інших космічних ініціатив. Агентство визначає загальні процедури та принципи діяльності, пов'язаної з космічними та авіаційними науками і технологіями, з урахуванням принципів і рекомендацій Ради з питань науки, технологій та інноваційної політики. Агентство також уповноважене:

встановлювати стандарти даних, отриманих у результаті роботи, проведеної в рамках завдань Агентства, забезпечувати обробку, зберігання та використання цих даних у разі потреби, а також регулювати умови їхнього обміну; встановлювати правила та принципи експорту критично важливих космічних та авіаційних технологій країни у координації з відповідними установами та організаціями; проводити дослідження для розробки експериментальних космічних і повітряних апаратів, космічних і наземних систем, підсистем, обладнання та компонентів, спрямованих на дослідження космосу; співпрацювати з університетами, іншими науковими установами та організаціями або закордонними установами для проектування, розробки та іншого забезпечення необхідних систем і апаратів та координувати виконання необхідних робіт; з урахуванням міжнародних стандартів у галузі космічних та авіаційних наук і технологій, проводити роботу з визначення національних стандартів у координації з відповідними установами та організаціями, зберігаючи при цьому відповідні положення інших нормативних актів; розробляти програми підтримки досліджень і розробок та високотехнологічного підприємництва з метою зменшення залежності від зовнішніх джерел у галузі космічних та авіаційних наук і технологій, підвищення конкурентоспроможності на міжнародному рівні, створення науково-технічної інфраструктури та розвитку будь-яких нових технологій; підтримувати дослідження в галузі астрономії та космічних наук, координувати національні дослідження, підтримувати роботи з розвитку технологій систем спостереження та вимірювань, а також розвивати міжнародну співпрацю; слідкувати за розвитком міжнародного космічного права та співпрацювати з аналогічними іноземними установами, провадити всі види робіт, пов'язаних із космічним законодавством [34].

• АЗІЯ

Китай. Китайське національне космічне управління (CNSA) є агенцією Державного управління з питань науки, техніки та промисловості для національної оборони (SASTIND) Міністерства промисловості та інформаційних технологій

Китаю. Організація складається з чотирьох департаментів: загальне планування; системна інженерія; наука, технології та контроль якості; закордонні справи [30]. Вона відповідальна за національну космічну програму та за планування та розвиток космічної діяльності [17].

Японія. Японське агентство аерокосмічних досліджень (JAXA): підпорядковується Міністерству освіти, культури, спорту, науки та технологій (МЕХТ). Агентство має на меті сприяння розвитку академічних досліджень в університетах та інших інститутах, підвищення рівня космічної науки і техніки, а також авіаційної науки і техніки, сприяння використанню та розвитку космосу шляхом всебічного проведення наукових досліджень у сфері космічної науки і техніки; а також сприяння розробці, запуску, супроводу та експлуатації супутників тощо [24]. Особа, яка має намір здійснювати управління космічним апаратом, розташованим в Японії, або на борту морського чи повітряного судна, зареєстрованого в Японії, або на борту космічного апарата, повинна отримати ліцензію від Прем'єр-міністра для кожного з таких космічних апаратів. Прем'єр-міністр також сертифікує відповідність стартового майданчика, розташованого в Японії або морського чи повітряного судна під юрисдикцією Японії [25].

Індія. Індійська організація космічних досліджень (ISRO): працює під керівництвом Департаменту космосу, який безпосередньо підпорядковується Прем'єр-міністру Індії. Вона відповідальна за проведення космічних досліджень, а також розробку та застосування космічних технологій для національного розвитку. Має такі повноваження: здійснювати прикладні дослідження та розробку новітніх систем з метою збереження переваги Індії у сфері космічної інфраструктури, космічних перевезень, послуг та польотів людини в космос; обмінюватися технологіями, продуктами, процесами та передовим досвідом з неурядовими організаціями та/або державними компаніями; забезпечувати відкритий доступ до даних із супутників дистанційного зондування Землі Агентства; робити доступними архівні супутникові дані та тематичні дані з супутників ДЗЗ на «вільній та відкритій» осно-

ві для подальшого створення доданої вартості та для досліджень; продемонструвати можливість польотів людини в космос; визначити та розробити рамки співпраці для наукових досліджень у міждисциплінарних галузях, пов'язаних з космічною діяльністю; проводити дослідження та місії з використання ресурсів *in-situ*, космічної розвідки та інших аспектів позаземної придатності для життя; сприяти співпраці та партнерству з промисловістю та науковими колами. Іншою організацією у сфері управління космічною діяльністю є **IN-SPACE** — це автономна урядова організація, уповноважена сприяти, контролювати, спрямовувати та санкціонувати космічну діяльність в країні. З цією метою IN-SPACE періодично видає керівні принципи і процедури, які серед іншого мають сприяти спрощенню ведення бізнесу. На IN-SPACE покладаються такі обов'язки: діяти як агентство «єдиного вікна» для видачі дозволів на здійснення космічної діяльності державних установ, а також недержавних суб'єктів господарювання, згідно з відповідними урядовими директивами, з урахуванням питань безпеки, міжнародних зобов'язань та/або міркувань зовнішньої політики; сприяти створенню промислових кластерів / зон / виробничих хабів / технічних центрів для космічного сектору; працювати з промисловістю — як національною, так і зарубіжною — для просування визначених видів космічної діяльності та утвердження Індії як кращого постачальника послуг; працювати з науковими колами з метою розширення космічної екосистеми та налагодження зв'язків між промисловістю та науковими колами; визначити рамки для розроблення стандартів космічної галузі на основі глобальних орієнтирів; забезпечувати рівні умови для використання всіх об'єктів, створених за рахунок державних коштів шляхом визначення пріоритетності їхнього використання державними та недержавними установами; забезпечувати легкий доступ державних установ та неурядових організацій до даних ДЗЗ, зібраних за рахунок державних коштів; уможливити обмін передовим досвідом з приватними організаціями для створення сприятливої технологічної екосистеми; надавати дозвіл на використання космічних об'єктів для надання послуг

зв'язку/мовлення на території Індії або з неї в координації з іншими зацікавленими департаментами уряду Індії (регулюється правилами, положеннями та політикою Міністерства інформації та телерадіомовлення, Департаменту телекомунікацій Міністерства зв'язку); визначити технології, розроблені Агентством, які готові до передачі, та сприяти їхній передачі; видавати керівні принципи щодо дотримання вимог безпеки та захисту космічних об'єктів; встановлювати керівні принципи для вирішення аспектів відповідальності, що виникають у зв'язку з потенційною шкодою, заподіяною космічною діяльністю; забезпечувати реєстрацію та надання необхідних дозволів для будь-якого космічного об'єкта, призначеного для запуску; вести перелік видів космічної діяльності, які потребують дозволу. Крім того, до органів управління космічною діяльністю з наглядовими повноваженнями можна віднести т. з. **Космічний департамент**, до завдань якого входить: здійснювати нагляд за розподілом обов'язків, визначених у космічній політиці, а також забезпечувати, щоб зацікавлені сторони мали належні повноваження для виконання своїх функцій без дублювання; забезпечувати підтримку існуючих і майбутніх супутникових угруповань, супутникових центрів та наземних сегментів для безперервної та гарантованої доступності даних ДЗЗ наземних сегментів для безперервної та гарантованої доступності сигналів вільної та захищеної навігації, створити відповідний механізм для вирішення будь-яких спорів, що виникають у зв'язку з космічною діяльністю тощо [22].

Південна Корея. Національний космічний комітет Республіки Корея підпорядкований безпосередньо Президенту Республіки і має широкі повноваження, що стосуються розвитку космічної діяльності, включаючи розробку Базового плану. Комітет розробляє такі документи: Базовий план (документ на кшталт космічної програми в Україні); першочергові урядові політики, що мають стосунок до Базового плану. Крім того, він здійснює такі функції: призначення інститутів космічного розвитку та управління ними; оцінка використання та управління проектами космічного розвитку; формування фінансових

ресурсів, необхідних для проєктів розвитку космосу та інвестиційного плану; дозвіл на запуск космічних об'єктів. Головою Комітету є Міністр науки і технологій. Міністр науки і технологій може вжити заходів, таких як призначення або створення агентства, відповідального за сприяння поширенню та використанню супутникової інформації, отриманої штучними супутниками, розробленими відповідно до Базового плану. У цьому випадку географічна інформація, що має відношення до Закону про створення та використання національної географічної інформаційної системи, обговорюється з Міністром будівництва та транспорту. Міністр науки і технологій може створити Інститут розвитку космосу, що виконує такі проєкти: виконання Базового плану; комплексна розробка, запуск та експлуатація космічних об'єктів; інші питання, пов'язані з проєктами розвитку космічної діяльності, визначені Указом Президента [29].

Ізраїль. Ізраїльське космічне агентство (ISA): підпорядковується Міністерству інновацій, науки та технологій. До повноважень Агентства належить розвиток космічних інновацій, взаємодія зі стартап-середовищем, міжнародна співпраця та застосування космічних послуг для суспільних цілей. Відповідно до Закону «Про Ізраїльське космічне агентство» № 5743 від 1983 р., Агентство відповідає за розроблення національної космічної політики та стратегій у координації з відповідними державними міністерствами та відомствами; воно має повноваження регулювати космічну діяльність, включаючи надання дозволів на запуск супутників, космічні місії та пов'язані з ними операції, забезпечуючи дотримання національного законодавства та міжнародних договорів [23].

Об'єднані Арабські Емірати. Космічне агентство ОАЕ: підзвітне Кабінету Міністрів ОАЕ. Згідно з федеральним декретом-законом № (47) від 2023 року, до повноважень Агентства належать: розроблення пропозицій щодо політики, стратегій та законодавства, пов'язаних з космічною діяльністю, а також нагляд за їхньою реалізацією після затвердження; видача погоджень та дозволів на здійснення космічної діяльності та інших видів діяльності, пов'язаних з космічним секто-

ром, згідно з відповідним законодавством; вивчення, затвердження та регулювання процесу фінансування Національного космічного фонду космічної діяльності та інших видів діяльності, пов'язаних з космічною сферою; сприяння, участь або реалізація національних або міжнародних проєктів у космічній сфері; надання технічної та консультативної підтримки суб'єктам, пов'язаним з космічним сектором держави; підтримка наукової діяльності в космічному секторі та сприяння забезпеченню можливостей для проведення відповідних наукових місій шляхом координації із зацікавленими організаціями в державі та за її межами (у координації з Міністерством закордонних справ) [35].

• АФРИКА

Південна Африка. Південноафриканське національне космічне агентство (SANSA): працює під керівництвом Міністерства науки і технологій. Має визначати національні стратегії космічної науки і технологій, щоб втілити в життя національну космічну політику, передбачену Законом про космічну діяльність. На Агентство покладено такі функції: здійснювати космічну програму відповідно до політики, визначеної Законом про космічну діяльність; консультувати Міністра з усіх питань розроблення національних стратегій і програм у галузі космічної науки і техніки; реалізовувати національну стратегію в галузі космічної науки і техніки; отримувати й розповсюджувати космічні супутникові знімки для будь-якого державного органу [31]. Космічну політику реалізує **Південноафриканська рада з космічних справ**, що виконує такі завдання: консультування Міністра торгівлі й підприємництва з будь-яких питань, що можуть мати вплив на космічну діяльність; заслуховування заяв будь-якої особи щодо космічної діяльності в Республіці; здійснення нагляду, що впливає з міжнародних конвенцій, договорів і угод, що стосуються космічної діяльності, укладених або ратифікованих Урядом Республіки; видача ліцензій, а також їхнє призупинення чи відкликання тощо [32].

Нігерія. Національне агентство космічних досліджень і розробок (NASRDA) має такі повноваження: розроблення національних стратегій використання космічного простору і включення їх до

загальних стратегій національного розвитку, а також реалізація стратегій сприяння участі приватного сектору в космічній галузі; створення відповідних центрів та підрозділів з метою виконання національної космічної програми та здійснення нагляду за їхньою діяльністю; створення інформаційної мережі для сприяння обміну інформацією з метою полегшення комунікації та передачі даних, що стосуються діяльності Агентства; зберігання усіх супутникових даних над територією Нігерії, і, відповідно, будь-яке співробітництво та консультації з питань, пов'язаних з космічними даними в Нігерії; перегляд національної політики в галузі космосу, включаючи довгострокові цілі, та розробка стратегії з національних космічних питань. Підпорядковується **Національній космічній раді**, до складу якої входять Президент та ряд міністрів. Національна космічна рада має такі повноваження: затверджувати відкриття звичайних та резидентних рахунків для Агентства у визнаних банківських установах Нігерії, за умови дотримання у будь-який час чинних урядових постанов; надавати дозвіл Агентству вступати у науково-дослідні та виробничі партнерські зв'язки з будь-якою компанією, неурядовою організацією, фірмою або фізичною особою; призначати технічних консультантів для надання йому консультацій, залежно від необхідності та ситуації. Ліцензії на провадження космічної діяльності видаються Радою за рекомендацією Агентства [28].

• АВСТРАЛІЯ ТА ОКЕАНІЯ

Австралія. Австралійське космічне агентство (ASA): працює під керівництвом Департаменту промисловості, науки, енергетики та ресурсів. Агентство здійснює оперативний контроль супутників (встановлення та втрата комунікації, маневрування, тощо). Міністерство відповідає за дозвільну процедуру. При цьому Міністр має право делегувати певні свої функції Голові Агентства (Загальні правила космічних запусків та повернення, 2019) [14].

Нова Зеландія. Космічне агентство Нової Зеландії: працює під керівництвом Міністерства бізнесу, інновацій та зайнятості (MBIE). Це міністерство здійснює нагляд за діяльністю Агентства, включаючи розробку національних

космічних політик, супутникових технологій та інших космічних ініціатив. Міністерство надає рекомендації щодо регулювання космічної діяльності, інформацію з отримання ліцензій та дозволів. Але основним державним регулятором космічної діяльності є Генерал-губернатор, який може делегувати відповідні функції щодо видачі ліцензій і дозволів (Закон про відкритий космос та діяльність на великих висотах, 2017) [27].

ВИСНОВКИ

Детальний аналіз структури зарубіжних систем управління космічною галуззю свідчить про значні відмінності між ними.

При цьому звертає на себе увагу, що одноланкові системи управління космічною діяльністю, тобто такі, де є єдине космічне агентство, безпосередньо підпорядковане очільнику держави — президенту, уряду або іншому вищому органу виконавчої влади, зазвичай функціонують в державах, де космосу надається пріоритетне значення в забезпеченні сталого розвитку. Це, зокрема, НАСА в США, державна корпорація «Роскосмос» в РФ, Департамент космосу в Індії, Космічне агентство в Об'єднаних Арабських Еміратах, Національний космічний комітет у Південній Кореї та деякі інші.

У переважній же більшості держав, де створені та функціонують органи управління космічною галуззю, вони включені до системи різного роду міністерств, вибір яких зазвичай пов'язаний з основною спрямованістю космічної діяльності певної держави. При цьому звертає на себе увагу пов'язаність космічних агентств більшості космічних держав (зокрема Канади, Бразилії, Ізраїлю, Південної Африки, Австралії, Нової Зеландії, значною мірою Китаю) з ЦОБВ, відповідальним за науково-технологічний розвиток.

Цікавою є організація управління космічною діяльністю Франції, де Національний центр космічних досліджень (CNES) перебуває під спільним управлінням Міністерства досліджень та Міністерства збройних сил. Досить складною є організація управління космічною діяльністю в Німеччині. У Великій Британії Космічне агентство (UKSA) є підрозділом у складі Департаменту бізнесу, енергетики та індустріальної стра-

тегії. Основна спрямованість космічної діяльності Італійського космічного агентства (ASI) пов'язана з науковими дослідженнями, тому не випадково цей орган працює під керівництвом Міністерства університетів та досліджень. Японське агентство аерокосмічних досліджень (JAXA) підпорядковується Міністерству освіти, культури, спорту, науки та технологій (МEXT). А Турецьке космічне агентство (TUA) працює під керівництвом Міністерства транспорту й інфраструктури. Разом з тим варто звернути увагу на досвід тих держав, які не обмежуються віднесенням космічної діяльності до компетенції лише двох органів виконавчої влади, але й для надання адміністративних послуг космічного характеру, зокрема спрощення видачі дозволів та залучення інвестицій, створюють спеціальні органи (як IN-SPACE в Індії) або організація наукових космічних досліджень доручається спеціалізованим органам (як, наприклад, у Південній Кореї).

Різноманітність управлінських моделей в організації космічної діяльності за кордоном виводить на другий план питання про доцільність одно- або дволанкової системи управління космічною галуззю, з'ясування переваг чи недоліків двох відповідних підходів як таких, переносючи вістря проблеми на структурно-функціональну організацію системи, оптимальний розподіл компетенції між її ланками — у випадку підпорядкування космічного агентства певному міністерству.

Виходячи з цього, можна зробити такі висновки.

1. В українській моделі організації управління космічною діяльністю, яка відповідає Закону України «Про центральні органи виконавчої влади», дволанкова структура відображає загальну логіку, згідно з якою формування політики належить міністерству, а реалізація функцій у межах цієї політики — адміністративному органу — агентству.

2. Саме до повноважень космічного агентства, а не міністерства, у більшості країн світу належать функції адміністрування, тобто видачі дозволів, сертифікація, реєстрація космічних об'єктів (за деякими виключеннями, як у Великій Британії, Новій Зеландії, Нігерії), між-

народна кооперація (у взаємодії з міністерством закордонних справ), залучення інвестицій, взаємодія з науково-дослідними центрами та університетами для трансферу знань та технологій, координація з неурядовими організаціями, стартап-середовищем, та космічними підприємствами щодо реалізації космічних проєктів.

3. У чинному законодавстві України залишаються суттєві неузгодженості та суперечності у визначенні структурно-функціональної організації управління космічною діяльністю. Вони мають бути невідкладно усунуті, насамперед шляхом внесення змін до Закону України «Про космічну діяльність». При цьому у правотворчій роботі має бути дотриманий принцип правової визначеності, а також основний принцип організації системи ЦОВВ в Україні: за Мінстратегпромом мають залишитись повноваження, пов'язані з забезпеченням формування державної політики у сфері космічної діяльності, а за ДКАУ — більшість функцій реалізації відповідної політики, насамперед пов'язаних з адмініструванням, тобто видача дозволів, облік декларацій, сертифікація, реєстрація космічних об'єктів, нагляд за зовнішньоекономічною діяльністю, а також здійснення інших адміністративних функцій, міжнародна кооперація (у взаємодії з МЗС), залучення інвестицій, взаємодія з науково-дослідними центрами та університетами для трансферу знань та технологій, координація з неурядовими організаціями, стартап-середовищем та космічними підприємствами щодо реалізації космічних проєктів. За Мінстратегпромом слід залишити повноваження щодо визначення космічної політики, розроблення Загальнонаціональної космічної програми, організації законотворчої роботи та деякі інші.

4. Окремо слід зауважити, що координація науково-дослідної діяльності у сфері космонавтики в державі може бути покладена на Національну академію наук України, де протягом багатьох років ефективно функціонує Рада з космічних досліджень, яка могла б виступати як організаційна структура, що взаємодіятиме з ДКАУ у питаннях трансферу наукових досліджень для реалізації космічних програм, а також поширення наукових знань про космос.

ЛІТЕРАТУРА

1. Богачова Л. Л. Принцип правової визначеності в європейському і національному праві (змістовна характеристика). *Теорія і практика правознавства: електронне наук. фахове видання Нац. ун-ту «Юрид. акад. України ім. Ярослава Мудрого»*. 2013. Вип. 2. С. 53–55. URL: http://nauka.jur-academy.kharkov.ua/download/el_zbirnik/2.2013/48_1.pdf (дата звернення: 11.09.2024).
2. Деякі питання Міністерства з питань стратегічних галузей промисловості України: Постанова Кабінету Міністрів № 819 від 07.09.2020 з наступними змінами. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/819-2020-%D0%BF#Text> (дата звернення: 11.09.2024).
3. Матвеева Ю. І. Принцип правової визначеності як один із аспектів верховенства права. Порівняльне правознавство: сучасний стан і перспективи розвитку: зб. ст. К., 2010.
4. Приймак А. М. Принцип правової визначеності: поняття та окремі аспекти. *Наук. записки Нац. ун-ту «Києво-Могилянська академія»*. 2010. **103**: Юридичні науки. С. 53–55.
5. Про затвердження Положення про Державне космічне агентство України: Постанова Кабінету Міністрів України № 281 від 14.05.2015. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/281-2015-%D0%BF#Text> (дата звернення: 11.09.2024).
6. Про космічну діяльність. Закон України. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/502/96-%D0%B2%D1%80#Text> (дата звернення: 11.09.2024).
7. Про правотворчу діяльність. Закон України від 24.08.2023. URL: https://zakononline.com.ua/documents/show/521390__758424 (дата звернення: 11.09.2024).
8. Про створення Національного космічного агентства України: Указ Президента України від 29.02.1992. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/117/92#Text> (дата звернення: 11.09.2024).
9. Про центральні органи виконавчої влади: Закон України. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3166-17#Text> (дата звернення: 11.09.2024).
10. Тарнавська Н. П., Пушкар Р. М. Менеджмент: теорія та практика. Тернопіль: Карт-бланш, 1997. 456 с. С. 210–211.
11. Фрицький О. Ф. Конституційне право України. К.: Юрінком Інтер, 2002. 536 с. С. 240–244.
12. Цветков В. В., Селіванов В. М., Скрипнюк О. В. *Державне управління і політика*: монографія. Київ: Вид-во «Абрис», 2006. 312 с.
13. Argentina — Decree 995/1991. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/argentina_-_decree_9951991.html (дата звернення: 11.09.2024).
14. Australian Space Launches and Returns (General Rules). URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/australia_-_space_launches_and_returns_general_rules_2019.html (дата звернення: 11.09.2024).
15. Brazilian Space Agency. URL: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/centrais-de-conteudo/publicacoes/LivretoBrazilianSpaceAgency.pdf> (дата звернення: 11.09.2024).
16. Canadian Space Agency Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/canada_-_canadian_space_agency_act.html (дата звернення: 11.09.2024).
17. China's Space Program: A 2021 Perspective. URL: <http://www.gov.cn> (дата звернення: 11.09.2024).
18. Code de la recherche. URL: https://www.legifrance.gouv.fr/codes/section_lc/LEGITEXT000006071190/LEGISCTA000006151301/2024-01-01/#LEGISCTA000019921398 (дата звернення: 11.09.2024).
19. Estatuto INTA 2015. URL: <https://www.inta.es/export/sites/default/-galleries/Galeria-pdfs-Noticias-2017/ESTATUTO-INTA-2015.pdf> (дата звернення: 11.09.2024).
20. Germany — Remote Sensing Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/germany_-_remote_sensing_act.html (дата звернення: 11.09.2024).
21. Germany — Transfer of Administrative Functions in the Sector of Outer Space Activities. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/germany_-_transfer_of_administrative_functions_in_the_sector_of_outer_space_activities.html (дата звернення: 11.09.2024).
22. Indian Space Policy 2023. URL: https://www.isro.gov.in/media_isro/pdf/IndianSpacePolicy2023.pdf (дата звернення: 11.09.2024).
23. Israel Space Agency. URL: https://www.gov.il/en/departments/Units/most_isa1 (дата звернення: 11.09.2024).
24. Japan — Act No. 161. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/japan_-_act_no._161.html (дата звернення: 11.09.2024).
25. Japan — Act No. 76. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/japan_-_act_no._76.html (дата звернення: 11.09.2024).
26. NASA Organization. URL: <https://www.nasa.gov/organization/> (дата звернення: 11.09.2024).

27. New Zealand — Outer Space and High-Altitude Activities Act 2017. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/new_zealand_-_outer_space_and_high-altitude_activities_act_2017.html (дата звернення: 11.09.2024).
28. Nigeria — NASRDA Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/nigeria_-_nasrda_act.html (дата звернення: 11.09.2024).
29. ROK — Space Development Promotion Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/rok_-_space_development_promotion_act.html (дата звернення: 11.09.2024).
30. Shenzhou. URL: <https://www.britannica.com/technology/Shenzhou> (дата звернення: 11.09.2024).
31. South Africa — South African National Space Agency Act 2008. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/south_africa_-_south_african_national_space_agency_act_2008.html (дата звернення: 11.09.2024).
32. South Africa — Space Affairs Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/south_africa_-_space_affairs_act.html (дата звернення: 11.09.2024).
33. Statuto Agenzia Spaziale Italiana. URL: <https://www.asi.it/wp-content/uploads/2024/02/Statuto-Agenzia-Spaziale-Italiana.pdf> (дата звернення: 11.09.2024).
34. Turkish Space Agency Document. URL: <https://cdn.tua.gov.tr/601fb21b84eb6.pdf> (дата звернення: 11.09.2024).
35. UAE Space Agency. URL: <https://space.gov.ae/en/about-us/about-the-agency> (дата звернення: 11.09.2024).
36. UK Space Agency Framework Document. URL: <https://www.gov.uk/government/publications/uk-space-agency-framework-document/uk-space-agency-framework-document> (дата звернення: 11.09.2024).
37. United States — National Aeronautics and Space Act. URL: <https://history.nasa.gov/spaceact.html> (дата звернення: 11.09.2024).

REFERENCES

1. Bohachova L. L. (2013). Principle of Legal Certainty in European and National Law (Substantive Characteristics). *Theory and Practice of Law*: Electronic Scientific J. National University «Yaroslav the Wise Law Academy of Ukraine», No. 2, 53—55. URL: http://nauka.jur-academy.kharkov.ua/download/el_zbirnik/2.2013/48_1.pdf (Last accessed: 11.09.24).
2. Certain Issues of the Ministry for Strategic Industries of Ukraine: Resolution of the Cabinet of Ministers No. 819 from 07.09.2020 with subsequent amendments. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/819-2020-%D0%BF#Text> (Last accessed: 11.09.24).
3. Matvieieva Yu. I. (2010). The Principle of Legal Certainty as One of the Aspects of the Rule of Law. *Comparative Law: Current State and Development Prospects: Collection of Articles*. Kyiv.
4. Pryimak A. M. (2010). The Principle of Legal Certainty: Concept and Certain Aspects. *Scientific Notes of National University «Kyiv-Mohyla Academy»*, **103**: Legal Sciences, 53—55.
5. On the Approval of the Regulations of the State Space Agency of Ukraine: Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine No. 281 from 14.05.2015. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/281-2015-%D0%BF#Text> (Last accessed: 11.09.24).
6. On Space Activities: Law of Ukraine. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/502/96-%D0%B2%D1%80#Text> (Last accessed: 11.09.24).
7. On Lawmaking Activity: Law of Ukraine from 24.08.2023. URL: https://zakononline.com.ua/documents/show/521390___758424 (Last accessed: 11.09.24).
8. On the Establishment of the National Space Agency of Ukraine: Decree of the President of Ukraine from 29.02.1992. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/117/92#Text> (Last accessed: 11.09.24).
9. On Central Executive Bodies: Law of Ukraine. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3166-17#Text> (Last accessed: 11.09.24).
10. Tarnavska N. P., Pushkar P. M. (1997). *Management: Theory and Practice*. Ternopil: Kart-blansh, 456 p.
11. Fritsky O. F. (2002). *Constitutional Law of Ukraine*. Kyiv: Yurinkom Inter, 536 p.
12. Tsvietkov V. V., Selivanov V. M., Skrypniuk O. V. (2006). *State Governance and Politics*: Monograph. Kyiv: Abris, 312 p.
13. Argentina — Decree 995/1991. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/argentina_-_decree_9951991.html (Last accessed: 11.09.24).
14. Australian Space Launches and Returns (General Rules) 2019. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/australia_-_space_launches_and_returns_general_rules_2019.html (Last accessed: 11.09.24).
15. Brazilian Space Agency. URL: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/centrais-de-conteudo/publicacoes/LivretoBrazilianSpaceAgency.pdf> (Last accessed: 11.09.24).
16. Canadian Space Agency Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/canada_-_canadian_space_agency_act.html (Last accessed: 11.09.24).

17. China's Space Program: A 2021 Perspective. URL: <http://www.gov.cn> (Last accessed: 11.09.24).
18. Code of research. URL: https://www.legifrance.gouv.fr/codes/section_1c/LEGITEXT000006071190/LEGISCTA000006151301/2024-01-01/#LEGISCTA000019921398 (Last accessed: 11.09.24).
19. Charter of INTA 2015. URL: https://www.inta.es/export/sites/default/_galleries/Galeria-pdfs-Noticias-2017/ESTATUTO-INTA-2015.pdf (Last accessed: 11.09.24).
20. Germany — Remote Sensing Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/germany_-_remote_sensing_act.html (Last accessed: 11.09.24).
21. Germany — Transfer of Administrative Functions in the Sector of Outer Space Activities. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/germany_-_transfer_of_administrative_functions_in_the_sector_of_outer_space_activities.html (Last accessed: 11.09.24).
22. Indian Space Policy 2023. URL: https://www.isro.gov.in/media_isro/pdf/IndianSpacePolicy2023.pdf (Last accessed: 11.09.24).
23. Israel Space Agency. URL: https://www.gov.il/en/departments/Units/most_isa1 (Last accessed: 11.09.24).
24. Japan — Act No. 161. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/japan_-_act_no._161.html (Last accessed: 11.09.24).
25. Japan — Act No. 76. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/japan_-_act_no._76.html (Last accessed: 11.09.24).
26. NASA Organization. URL: <https://www.nasa.gov/organization/> (Last accessed: 11.09.24).
27. New Zealand — Outer Space and High-Altitude Activities Act 2017. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/new_zealand_-_outer_space_and_high-altitude_activities_act_2017.html (Last accessed: 11.09.24).
28. Nigeria — NASRDA Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/nigeria_-_nasrda_act.html (Last accessed: 11.09.24).
29. ROK — Space Development Promotion Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/rok_-_space_development_promotion_act.html (Last accessed: 11.09.24).
30. Shenzhou. URL: <https://www.britannica.com/technology/Shenzhou> (Last accessed: 11.09.24).
31. South Africa — South African National Space Agency Act 2008. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/south_africa_-_south_african_national_space_agency_act_2008.html (Last accessed: 11.09.24).
32. South Africa — Space Affairs Act. URL: https://astro.unoosa.org/astro/national-law-details-page.html?page=/definitions/law/data/south_africa_-_space_affairs_act.html (Last accessed: 11.09.24).
33. Statuto Agenzia Spaziale Italiana. URL: <https://www.asi.it/wp-content/uploads/2024/02/Statuto-Agenzia-Spaziale-Italiana.pdf> (Last accessed: 11.09.24).
34. Turkish Space Agency Document. URL: <https://cdn.tua.gov.tr/601fb21b84eb6.pdf> (Last accessed: 11.09.24).
35. UAE Space Agency. URL: <https://space.gov.ae/en/about-us/about-the-agency> (Last accessed: 11.09.24).
36. UK Space Agency Framework Document. URL: <https://www.gov.uk/government/publications/uk-space-cy-framework-document/uk-space-agency-framework-document> (Last accessed: 11.09.24).
37. United States — National Aeronautics and Space Act. URL: <https://history.nasa.gov/spaceact.html> (Last accessed: 11.09.24).

Стаття надійшла до редакції 24.08.2024

Після доопрацювання 11.09.2024

Прийнято до друку 11.09.2024

Received 24.08.2024

Revised 11.09.2024

Accepted 11.09.2024

N. R. Malysheva, Deputy Director of the International Center for Space Law, Doctor of Law, Professor, Academician of the National Academy of Legal Sciences of Ukraine

ORCID: 0000-0001-6630-227X

E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

A. M. Hurova, Research Fellow, PhD in Law

ORCID: 0000-0003-4134-761X

E-mail: a.m.hurova@gmail.com

V. M. Koretsky Institute of State and Law of the National Academy of Sciences of Ukraine

4, Triokhsviatytska Str., Kyiv, 01601 Ukraine

STATE GOVERNANCE OF SPACE ACTIVITIES: THE GLOBAL EXPERIENCE FOR UKRAINE

The article is devoted to the analysis of the organization of state governance of space activities in Ukraine and in the world. The authors emphasize that proper organization of governance implies the existence of structures capable of performing relevant tasks that meet the socio-economic, environmental and cultural needs of the state, as well as the requirements for ensuring its security and defense. The effectiveness of public administration depends on a clear division of functions and powers between management structures, as well as compliance with the principles of subsidiarity and legal certainty which prevent duplication of powers and optimizes the use of resources.

The article examines various approaches to the organization of space management in the world's leading space powers, such as the United States, Canada, France, Germany, the United Kingdom, Italy, Spain, Turkey, China, Japan, India, South Korea, Israel, the United Arab Emirates, South Africa, Nigeria, Australia, and New Zealand. It is noted that single-tier management systems, where there is a single space agency directly subordinated to the highest executive body, operate in states where space activities are a priority for sustainable development. In most countries, however, space agencies are integrated into the system of ministries responsible for broader development areas.

Analyzing the system of space activity management in Ukraine, the authors note that it has undergone numerous transformations over the past 30 years, but is not effective today. This is largely due to the imperfect legal regulation of the relevant relations, the presence of a large number of regulatory inconsistencies and contradictions. The authors propose ways to improve the structural and functional support of this system, taking into account both our own historical experience, domestic needs, opportunities and challenges, and maximizing the use of positive foreign experience.

Keywords: public administration, space activities, two-tier management system, SSAU, Ministry of Strategic Industries, principle of legal certainty.